



Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA
Engenharia Automotiva

**Desenvolvimento de uma metodologia para a
análise de aerofólios com aplicação no
automobilismo baseada em simulações
numéricas.**

Autor: Rangel Silva Maia
Orientador: Prof. Dr. Manuel Nascimento Dias Barcelos Júnior
Coorientador: Prof. Dr. Henrique Gomes de Moura

Brasília, DF
2015



Rangel Silva Maia

Desenvolvimento de uma metodologia para a análise de aerofólios com aplicação no automobilismo baseada em simulações numéricas.

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Automotiva da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Automotiva.

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade UnB Gama - FGA

Orientador: Prof. Dr. Manuel Nascimento Dias Barcelos Júnior

Coorientador: Prof. Dr. Henrique Gomes de Moura

Brasília, DF

2015

Rangel Silva Maia

Desenvolvimento de uma metodologia para a análise de aerofólios com aplicação no automobilismo baseada em simulações numéricas./ Rangel Silva Maia. – Brasília, DF, 2015-

107 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Prof. Dr. Manuel Nascimento Dias Barcelos Júnior
Coorientador: Prof. Dr. Henrique Gomes de Moura

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA , 2015.

1. CFD, Aerofólio, StarCCM+, Fórmula SAE, Aerodinâmica. 2. Análise de aerofólios. I. Prof. Dr. Manuel Nascimento Dias Barcelos Júnior . II. Prof. Dr. Henrique Gomes de Moura. III. Universidade de Brasília. IV. Faculdade UnB Gama. V. Desenvolvimento de uma metodologia para a análise de aerofólios com aplicação no automobilismo baseada em simulações numéricas.

CDU 00:000:000.0

Rangel Silva Maia

Desenvolvimento de uma metodologia para a análise de aerofólios com aplicação no automobilismo baseada em simulações numéricas.

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Automotiva da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Automotiva.

Trabalho aprovado. Brasília, DF, em estado de avaliação:

**Prof. Dr. Manuel Nascimento Dias
Barcelos Júnior**
Orientador

Prof. Dr. Henrique Gomes de Moura
Coorientador

Prof. Dr. Fábio Alfaia da Cunha
Convidado 1

Brasília, DF
2015

Agradecimentos

Agradeço primeiramente à Deus, que sem a vontade dele nada seria possível. Aos meus pais pela educação e por sempre acreditarem e investirem na minha formação, apesar das dificuldades. Ao meu irmão, que sempre esteve ao meu lado. À minha família que esteve presente em todos os momentos. Aos meus amigos que sempre foram a minha segunda família, a Família Infinity. Agradeço aos amigos que fiz no intercâmbio, e aos amigos da faculdade pela amizade, apoio e ajuda. Aos professores, e em especial aos meus orientadores pela orientação, paciência e ajuda; à universidade de Brasília e ao CNPQ pela oportunidade de intercâmbio no Reino Unido, o que contribuiu para um crescimento muito além do acadêmico. Agradeço também à CD-ADAPCO que me disponibilizou a licença do software para que eu pudesse conduzir esse trabalho.

“Meu objetivo é dar o máximo e o melhor de mim.”
(Ayrton Senna)

Resumo

O estudo da aerodinâmica em carros tem como objetivo conhecer a distribuição de pressões e de tensão cisalhante através da passagem do fluido sobre a sua superfície. Com um escoamento mais laminar nessa passagem, a perda de desempenho pelo “arrasto” é minimizada e conseqüentemente, há um menor consumo de combustível. O bom desempenho em curvas de alta velocidade se deve ao desenvolvimento aerodinâmico, uma vez que se pretende manter o veículo em contato com o solo durante todo o percurso. O fator que mais contribui para uma melhor aderência do pneu é a força que o veículo impõe sobre o solo. Uma forma de maximizar essa força sem aumentar sua massa, é a utilização das forças aerodinâmicas, buscando a máxima força de sustentação em conjunto com a menor força de arrasto. O uso de aerofólios é, assim, um desafio para encontrar um equilíbrio entre elas. Devido aos altos custos de projeto para fabricação e testes, realizar o desenvolvimento em programas computacionais é uma maneira mais econômica de melhorar a aerodinâmica do carro. Este trabalho tem como proposta o desenvolvimento de uma metodologia para simulação computacional de superfícies aerodinâmicas, da asa traseira, para o veículo fórmula SAE da equipe FG Racing da Universidade de Brasília, no Campus Gama. Primeiramente será abordado uma simulação de um perfil de asa bidimensional e seus resultados serão comparados com os valores conhecidos da literatura. Posteriormente, com a consolidação dos resultados, o caso tridimensional da mesma asa será analisado, porém para uma fatia em escala reduzida do comprimento real, a fim de validar o caso 3D. Com a conclusão das etapas anteriores, o perfil de asa em escala real será analisado e seus resultados aplicados ao dimensionamento de superfícies aerodinâmicas para o carro da equipe na segunda parte (TCC2). O software utilizado neste trabalho será o STARCCM+, um programa de dinâmica dos fluidos computacional (CFD) que emula um túnel de vento. É importante citar que este é um trabalho complementar ao uso de túneis de vento, não o substituindo, mas fornecendo uma alternativa mais econômica e com boa precisão numérica no dimensionamento de superfícies aerodinâmicas. Os perfis escolhidos de asas serão analisados sob diferentes ângulos de ataque para o estudo do estol nas superfícies. O desenvolvimento dessa metodologia será feito em simulações 2D, quasi-2D e 3D, sendo que a aplicação dessa metodologia será utilizada na segunda parte deste trabalho.

Palavras-chaves: CFD. Aerofólio. StarCCM+. Fórmula SAE. Aerodinâmica

Abstract

The cars aerodynamics study aims to evaluate the distribution of pressure and shear stress through the passage of the fluid on its surface. With a laminar flow in this passage, the loss of performance by the drag is minimized and hence there is a lower fuel consumption. Good performance in high-speed corners is due to the aerodynamic development, since it aims to keep the vehicle in contact with the ground all the track. The main factor that contributes to a better tyre grip is the force that the vehicle imposes on the ground. One way for maximizing this force without increasing its mass, is the use of aerodynamic forces seeking maximum lift along with the lower drag force. The use of airfoils is therefore a challenge to find a balance between them. Due to high project costs for manufacturing and testing, carrying out the development in computer programs is an economical way to improve the car's aerodynamics. This paper aims to develop a methodology for computer simulation of aerodynamic surfaces, of the rear wing of a formula SAE vehicle of the FGRacing team from the University of Brasilia, in Campus Gama. First, it will be addressed a simulation of a two-dimensional wing profile and its results will be compared with the known values of literature. Subsequently, the three-dimensional case will be analyzed in the same wing, but for a slice on a reduced scale of the actual length, in order to validate the 3D case. With the completion of the previous steps, the full-scale wing profile will be analyzed and the results will be applied to the design of aerodynamic surfaces for the car in the second part (TCC2). The software used in this work will be the STARCCM +, a computational fluid dynamics (CFD) program that emulates a wind tunnel. It is important to mention this is a complementary work to the use of wind tunnels, not replacing, but providing an economical alternative with satisfied numerical precision in the design of aerodynamic surfaces. The wings chosen profiles will be analyzed under different angles of attack for the study of stall. The development of this methodology will be done in 2D simulations, quasi-2D and 3D, and the application of this methodology will be used in the second part of this work.

Key-words: CFD. Airfoils, StarCCM+. Formula SAE. Formula Student. Aerodynamics.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Asa traseira de um carro de F1, (FORMULA 1, 2015)	23
Figura 2 – Conservação de massa de um volume fixo no espaço.	29
Figura 3 – Tensões de superfície em um elemento infinitesimal se movendo com o escoamento. (KUNDU; COHEN, 2002)	31
Figura 4 – Forças em um aerofólio (KUNDU; COHEN, 2002).	35
Figura 5 – Nomenclatura das partes de um perfil de asa (SOUZA, 2008)	37
Figura 6 – Curvas de sustentação do perfil de asa s1223 (WILLIAMSON et al., 2012)	39
Figura 7 – Formação de uma vorticidade induzida como consequência do movimento em um volume material (KUNDU; COHEN, 2002)	40
Figura 8 – Comparação entre uma camada limite laminar e uma turbulenta (SOUZA, 2008).	42
Figura 9 – Etapas para simulação e análise no STAR-CCM+ (CD-ADAPCO, 2015)	44
Figura 10 – Alguns exemplos dos tipos de elementos disponíveis no programa	45
Figura 11 – Convergência de um modelo analisada por meio das curvas de resíduos.	57
Figura 12 – Modelo de convergência por meio da força de sustentação ou arrasto para uma análise aerodinâmica.	57
Figura 13 – Típico volume de controle para o caso 2D no Método de Volumes Finitos (FERZIGER; PERIC, 2002)	59
Figura 14 – Componentes de um sistema de asa traseira de um veículo de Fórmula 1 (FORMULA 1, 2015)	62
Figura 15 – <i>Gap</i> e <i>overlap</i> mostrados em uma asa traseira com multi elementos.	63
Figura 16 – Circuitos de alto e baixo <i>downforce</i> na Fórmula 1. (FORMULA 1, 2015).	64
Figura 17 – Circuito da prova de enduro do Campeonato brasileiro de Fórmula SAE 2015	64
Figura 18 – Definição da região de controle	68
Figura 19 – simulação de camada limite calculada para 80 camadas de elementos.	69
Figura 20 – Taxa de crescimento do elemento de malha.	70
Figura 21 – Malha 1 para o ângulo de ataque 0.	71
Figura 22 – Malha 2 para o ângulo de ataque 0.	72
Figura 23 – Malha 3 para o ângulo de ataque 0.	72
Figura 24 – Curva de comparação entre a sustentação em função do ângulo de ataque para um Reynolds de 200.000.	73
Figura 25 – Curva de comparação entre a sustentação em função do ângulo de ataque para um Reynolds de 250.000.	74

Figura 26 – Curva de sustentação para diferentes modelos de turbulência em um Reynolds de 200.000.	76
Figura 27 – Curva de sustentação para diferentes modelos de turbulência em um Reynolds de 250.000.	77
Figura 28 – Curva de sustentação para o modelo Spalart-Allmaras com e sem o uso da camada limite para um Reynolds de 200.000.	79
Figura 29 – Espessura do aerofólio para o caso quasi-2D.	79
Figura 30 – Curva de sustentação do perfil quasi-2d comparada com o caso 2d e experimental.	80
Figura 31 – Modelo construído para a simulação tridimensional no STARCCM+.	81
Figura 32 – Curva de sustentação para o caso 3D comparada com a curva experimental.	82
Figura 33 – Análise do escoamento sobre asa para o caso 3D.	82
Figura 34 – Asa traseira dimensionada de acordo com o regulamento da competição e os requisitos da equipe.	84
Figura 35 – Comparação das curvas de sustentação do aerofólio s1223-il para Reynolds de 200.000	84
Figura 36 – Comparação das curvas de sustentação do aerofólio E423l	85
Figura 37 – Comparação das curvas de sustentação do aerofólio Fx63-137	86
Figura 38 – Comparação das curvas de sustentação de todos os perfis simulados para um Reynolds de 200.000	88
Figura 39 – Comparação das curvas de sustentação de todos os perfis simulados no xfoil	88
Figura 40 – Comparação das curvas de sustentação de todos os perfis simulados para um Reynolds de 500.000	89
Figura 41 – Comparação das curvas de sustentação de todos os perfis simulados no xfoil para 500.000 de Reynolds	89
Figura 42 – Perfil multifoil analisado	92
Figura 43 – Análise do vetor de velocidades sobre a asa multifoil	92
Figura 44 – Comparação dos campos de velocidade do perfil normal e do perfil multifoil.	93
Figura 45 – Etapa de definição das superfícies no processo de simulação.	102
Figura 46 – Etapa de criação da malha e parâmetros da malha automática.	103
Figura 47 – Etapa de seleção dos modelos físicos utilizados na simulação.	104
Figura 48 – Definição do critério de parada.	105

Lista de tabelas

Tabela 1 – Variações do modelo k- ϵ .	52
Tabela 2 – Configurações computacionais dos equipamentos utilizados.	65
Tabela 3 – Parâmetros usados para refinamento da malha.	69
Tabela 4 – Quantidades de elementos gerados pela criação das malhas.	71
Tabela 5 – Resultados dos coeficientes de sustentação para cada malha e comparação com os valores dados por (WILLIAMSON et al., 2012) para um Reynolds de 200.000.	72
Tabela 6 – Resultados dos coeficientes de sustentação para cada malha e comparação com os valores dados por (WILLIAMSON et al., 2012) para um Reynolds de 250.000.	73
Tabela 7 – Comparação dos resultados obtidos pelos diferentes modelos de turbulência para um Reynolds de 200.000.	75
Tabela 8 – Comparação dos resultados obtidos pelos diferentes modelos de turbulência para um Reynolds de 250.000.	76
Tabela 9 – Parâmetros de refinamento para a camada limite no primeiro caso.	78
Tabela 10 – Resultados dos valores de sustentação para o modelo Spalart com descrição da camada limite para 200.000 de número de Reynolds.	78
Tabela 11 – Comparação dos valores de sustentação entre o perfil Quasi-2d e 2d.	80
Tabela 12 – Resultados obtidos na simulação 3D.	81
Tabela 13 – Dados do coeficiente de sustentação para o perfil s1223 e o erro percentual em relação ao túnel de vento.	85
Tabela 14 – Dados do coeficiente de sustentação para o perfil E423 e o erro percentual em relação ao túnel de vento.	86
Tabela 15 – Dados do coeficiente de sustentação para o perfil FX63-137 e o erro percentual em relação ao túnel de vento.	87
Tabela 16 – Dados do coeficiente de sustentação para os outros perfis em estudo.	87
Tabela 17 – Erros percentuais de cada perfil comparado com os valores do xfoil.	87
Tabela 18 – Simulações dos perfis para um Reynolds de 500.000	90
Tabela 19 – Simulações dos perfis para um Reynolds de 500.000 no xfoil	90
Tabela 20 – Diferença percentual entre os perfis simulados no Starccm+ e no Xfoil para um Reynolds de 500.000 no xfoil	90
Tabela 21 – Resultado da primeira análise do caso multifoil, quanto ao <i>overlap</i> .	91
Tabela 22 – Resultado da segunda análise do caso multifoil, quanto ao arqueamento.	91
Tabela 23 – Glossário em inglês.	107

Lista de abreviaturas e siglas

ρ	Densidade do fluido;
$V \rightarrow$	Velocidade do fluido;
τ_{xx}	Tensão normal ao elemento na direção x;
τ_{xy}	Tensão cisalhante ao elemento na direção x;
u	Componente do vetor velocidade na direção x;
f_x	Forças de corpo por unidade de massa na direção x;
v	Componente do vetor velocidade na direção y;
w	Componente do vetor velocidade na direção z;
δ_q	Incremento de transferência de calor para o sistema;
δ_w	Incremento de trabalho do sistema;
dk_e	Diferencial exata da parcela de energia cinética;
dp_e	Diferencial exata da parcela de energia potencial;
du_e	Diferencial exata da parcela de energia interna específica;
V_∞	Velocidade do no meio contínuo;
C_L	Coefficiente de sustentação;
A	Área da seção molhada, ou comprimento x corda do aerofólio;
L	Força de sustentação;
C_D	Coefficiente de arrasto;
D	Força de arrasto;
T_t	Tensor tensão de Reynolds;
μ	Viscosidade do fluido
d	Comprimento característico, no caso do aerofólio é igual à corda;
Re	Número de Reynolds;

AOA	Ângulo de ataque;
$d\mathbf{A}$	Elemento de área com magnitude dA e direção normal à superfície de controle definida;
τ_{ij}	Componente do tensor tensão de i que age na direção j ;
x_j	Lado do elemento infinitesimal paralelo à coordenada j ;
dV	Volume material do elemento;
\mathbf{g}	Força de corpo;
M_i	Momento do fluido dentro do volume;
M_i^{out}	Taxa resultante do fluxo de saída do momento i ;
F_{bi}	Força de corpo resultante no volume de V .
F_{si}	Força de superfície resultante no contorno de V ;
F_x	Componente horizontal da força aplicada sobre o aerofólio
F_y	Componente vertical da força aplicada sobre o aerofólio
e	Energia interna por unidade de massa;
C_v	Calor específico em volume constante;
q_i	Fluxo de calor por unidade de área;
ϕ	Taxa de dissipação causada pela viscosidade;
k	Difusividade termal;
$NACA$	National Advisory Committee for Aeronautics;
θ_{TE}	Ângulo do bordo de fuga;
P_∞	Pressão na condição de corrente livre;
C_p	Coefficiente de pressão;
Γ	Circulação em volta do aerofólio;
∂C	Caminho fechado sobre um corpo;
l	Caminho pelo qual a circulação se direciona;
δ	Espessura da camada limite;

μ_t	Viscosidade turbulenta;
\mathbf{S}	Tensor de deformação;
f_{vl}	Primeira função de amortecimento viscoso no modelo Spalart;
Ω	Vorticidade;
f_w	Função de amortecimento da parede no modelo Spalart;
f_{t1}	Primeira função de transição no modelo Spalart;
ΔX	Discretização da grade espacial;
K	Energia cinética turbulenta;
ϵ	Taxa de dissipação de k;
P_k	Produção de turbulência devido às forças viscosas;
ω	Taxa de dissipação específica;
F_1	Função peso no modelo k-ômega;
VC	Volume de Controle;
VF	Método de volumes finitos;
α	Ângulo de ataque;
Cl_{exp}	Valor de sustentação obtido no túnel de vento.

Sumário

1	INTRODUÇÃO	23
1.1	CONTEXTUALIZAÇÃO	23
1.2	OBJETIVOS	27
1.3	ORGANIZAÇÃO DO DOCUMENTO	28
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	29
2.1	MOVIMENTO DO FLUIDO	29
2.1.1	Conservação de massa e Princípio da Continuidade	29
2.1.2	Conservação de momento e Equação de Navier-Stokes	31
2.1.3	Conservação da energia ou 1ª Lei da Termodinâmica	33
2.2	FORÇAS AERODINÂMICAS	35
2.3	PROJETO DE AEROFÓLIO	37
2.4	DIFERENÇA DE PRESSÃO	38
2.5	CIRCULAÇÃO	40
2.6	VISCOSIDADE	41
2.7	CAMADA LIMITE	42
2.8	O NÚMERO DE REYNOLDS	43
2.9	STAR-CCM+	44
2.9.1	Modelo Físico	45
2.9.1.1	Solução	45
2.9.1.2	Tempo	46
2.9.1.3	Turbulência	46
2.9.1.3.1	RANS	47
2.9.1.3.2	LES	54
2.9.1.3.3	DES	55
2.9.1.4	Compressibilidade	56
2.9.2	Discretização do modelo	57
2.9.2.1	Aproximações de integrais de superfície	58
2.9.2.2	Aproximações de integral de volume	59
2.9.2.3	Práticas de interpolação	60
2.10	AEROFÓLIO TRASEIRO	61
3	METODOLOGIA	65
3.1	CRIAÇÃO DA MALHA	67
3.2	ESTUDO DO MODELO DE TURBULÊNCIA	70

4	ANALISE DOS RESULTADOS	71
4.1	ESTUDO DE MALHA	71
4.2	MODELO	74
4.3	CAMADA LIMITE	77
4.4	QUASI-2D	79
4.5	3D	81
4.6	PROPOSTA METODOLÓGICA	83
4.7	ANÁLISE DE PERFIS	83
4.8	MULTIFOIL	91
5	CONCLUSÕES	95
5.1	CONSIDERAÇÕES GERAIS	95
5.2	TRABALHOS FUTUROS	96
	REFERÊNCIAS	99
A	APÊNDICE A	101
B	APÊNDICE B	107

1 INTRODUÇÃO

1.1 CONTEXTUALIZAÇÃO

A aerodinâmica em carros tem duas preocupações primárias: a força de sustentação negativa (conhecida como *downforce*) e o arrasto. Essas forças aerodinâmicas são geradas pela distribuição de pressão e distribuição de tensão cisalhante sobre a superfície do corpo.

O *downforce* é o responsável pelo incremento de força na vertical que vai ser somado à força peso. Esse incremento ajuda a empurrar o pneu contra a pista, aumentando a área de contato (*contact patch*) e com isso possibilita curvas com maior velocidade. Por outro lado, o arrasto age no sentido contrário da direção do movimento do corpo, impondo uma resistência no seu avanço.

A força aerodinâmica de sustentação ocorre em sentido contrário na asa de um carro (aerofólio) comparada com a sustentação em uma aeronave, cuja força age em sentido oposto à força peso. A diferença de velocidades de escoamento de ar que passa sobre o extradorso e intradorso da asa cria uma diferença de pressão. Essa diferença de pressão “empurra” a asa na direção da zona de baixa pressão, causando uma força de sustentação.

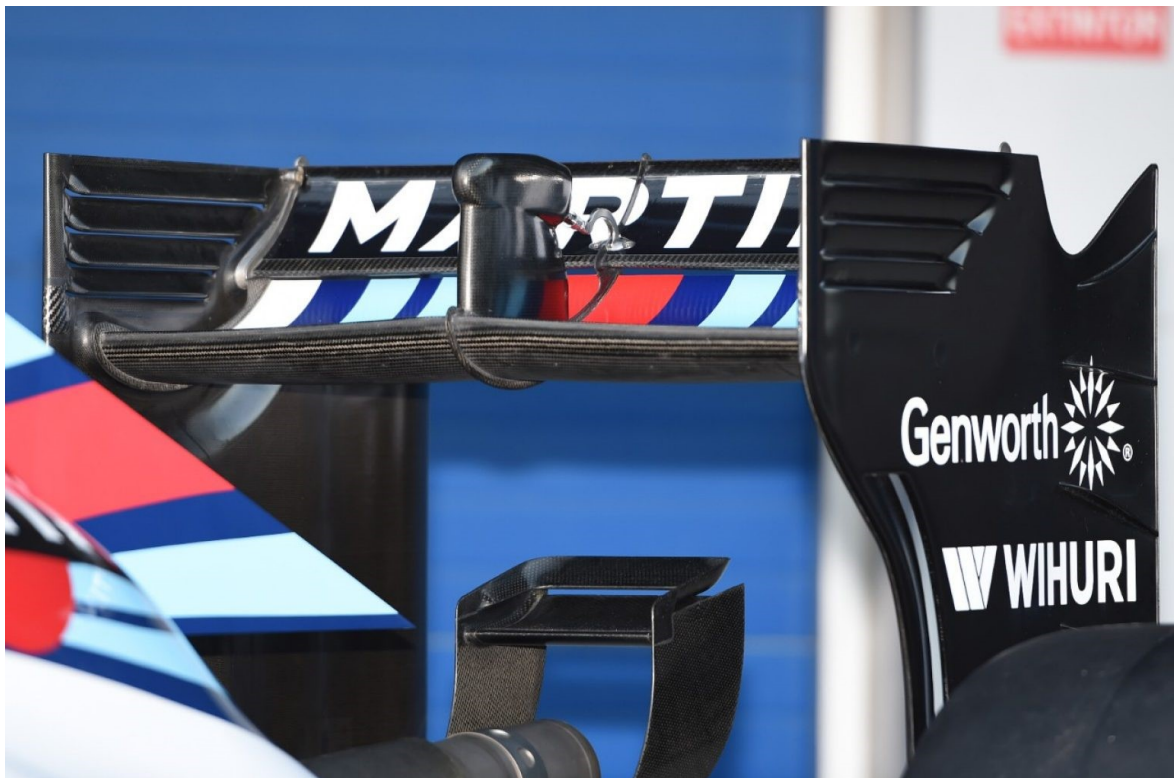


Figura 1 – Asa traseira de um carro de F1, (FORMULA 1, 2015)

As equipes de Fórmula 1 apostam nas mudanças na aerodinâmica dos carros para

torná-los cada vez mais rápidos, conquistando ganhos cruciais no tempo de cada volta. Existem duas formas de pesquisa aerodinâmica: experimentos em túnel de vento e programas de dinâmica dos fluidos. O primeiro caso tem um alto custo envolvido, tanto no gasto de materiais para construção de modelos em escala, quanto na energia usada para gerar os experimentos; ou ainda na construção do ambiente com grandes turbinas, balanças de alta precisão, etc.

Os programas de dinâmica dos fluidos emulam ambientes virtuais de túnel de vento criados com auxílio de simulação computacional, que possibilitam analisar a eficiência aerodinâmica de modelos antes de serem fabricados, reduzindo gastos com protótipo e tempo de desenvolvimento do projeto.

Os mais evidentes e importantes aparatos aerodinâmicos num carro são as asas frontais e traseiras. Esses aerofólios possuem diferentes perfis dependendo da força de sustentação requerida em um circuito particular. Pistas lentas, com muitas curvas, requerem perfis de asa que maximizam a força de sustentação, enquanto circuitos de alta velocidade, com retas longas, a dimensão de asa é minimizada para reduzir o arrasto.

Uma gama de pesquisas tem sido realizada sobre as características aerodinâmicas de carros de corrida. Devido à natureza competitiva do automobilismo, essas pesquisas geralmente não são publicadas antes de se tornarem obsoletas (KIEFFER; MOUJAES; ARMBY,)

A dinâmica dos fluidos computacional (CFD) é uma metodologia que permite os engenheiros preverem o desempenho de um projeto quando exposto a um escoamento tanto interno (como o escoamento de ar e gasolina entrando num coletor de admissão) como externo (como o escoamento aerodinâmico passando sobre um automóvel ou o escoamento hidrodinâmico passando sobre um barco). Programas de CFD podem simular problemas envolvendo gases e líquidos, ou ainda, a partir de uma interação com programas de dinâmica de estruturas computacional (CSD) simular a interação fluido-estrutura.

No desenvolvimento de projeto em CFD, o engenheiro tem acesso a informações importantes como as propriedades do escoamento e as forças aerodinâmicas. Essas informações reduzem as incertezas, e resultam em produtos com alta qualidade e maior robustez, atendendo melhor às necessidades do cliente. Por exemplo, no projeto de uma asa dianteira, inúmeras simulações podem ser realizadas em CFD, gerando diferentes possíveis geometrias a fim de serem analisadas em pouco tempo. A nova peça só será fabricada e testada em túnel de vento real após os testes virtuais serem feitos, gerando um item com pouquíssimas falhas ou erros.

A maioria dos problemas práticos de engenharia envolvem dinâmica dos fluidos de alguma forma, e encontrar a solução para os desafios de engenharia necessita levar em conta vários fenômenos físicos, como transferência de calor, acústica e reações químicas.

Alguns softwares comerciais realizam esse trabalho de simulação como o STAR-CCM+, ANSYS CFX, OpenFOAM (plataforme livre), Autodesk, FLOW-3D e diversos outros.

A CD-Adapco é a maior fornecedora de programas de simulação de engenharia independente no mundo e focada na dinâmica dos fluidos computacional. O STAR-CCM+ é um software de simulação física de engenharia que integra CFD, CSD e transferência de calor. O software é bem conhecido na engenharia por possuir o pré processamento e o pós processamento, diferentemente do OpenFoam que necessita de outros programas para gerar as malhas e fazer a interface.

Ainda que a simulação computacional fornecer resultados próximos aos obtidos em testes reais, ainda se faz necessária a realização de experimentos para investigação em túnel de vento. A avaliação da aerodinâmica do carro em túnel de vento é aplicada como forma de validar os resultados obtidos nas plataformas CFD, o que permite a comparação entre as forças e pressões que agem sobre o veículo nos dois testes. Isso é importante para garantir que as análises em CFD sejam semelhantes às do “mundo real”.

No automobilismo é importante usar um perfil de asa que atenda às necessidades de ganho de sustentação e diminuição de arrasto. Com o aumento da força de arrasto é evidente a diminuição no desempenho do veículo e o aumento no consumo de combustível.

A força de sustentação em um aerofólio tem duas componentes básicas: uma de pressão, resultante da desaceleração do fluido, e outra do arrasto por atrito devido a viscosidade do fluido (este é relevante à camada limite junto ao corpo devido à tensão de cisalhamento).

Diferentemente de escoamentos laminares, em escoamentos turbulentos, a viscosidade do fluido não é somente função da temperatura, e caso não se faça uma simulação direta das equações que descrevem o movimento do fluido (não se resolva numericamente as equações que descrevem o movimento do fluido em uma malha extremamente refinada) a viscosidade precisa ser corrigida. Essa correção é feita através de uma equação que descreva o comportamento das propriedades associadas a um escoamento turbulento, a fim de complementar a modelagem e resolver numericamente o problema em malhas que sejam mais factíveis do ponto de vista de custo computacional.

O número de Reynolds, um número adimensional, pode determinar se um escoamento é mais laminar ou mais turbulento. De acordo com (KATZ, 1995), para cordas de aerofólio com Reynolds maior que 10^5 , o escoamento é turbulento. Nos carros de fórmula SAE, a velocidade média desenvolvida gira em torno de 48 km/h para a prova de enduro (EQUIPE ÍCARUS, 2015) e o número de Reynolds varia entre 200.000 e 600.000 (PAKKAM, 2011).

O interesse no projeto para esse tipo de carro é que se tenha um escoamento turbulento de forma que os aerofólios estejam perto da condição de estol, ou seja, para

que não haja descolamento da camada limite por gradiente de pressão adverso, o que influencia diretamente no aumento do arrasto. Assim, é importante estudar o escoamento do ar sobre o veículo e cuidar para que esse descolamento seja feito de maneira mais laminar possível, diminuindo a turbulência.

O escoamento turbulento é estudado no *Ahmed body* (uma forma de carro simplificada feita de um paralelepípedo de bordas arredondadas na frente e com traseira inclinada) para diferentes inclinações da traseira no trabalho feito por (THACKER et al., 2012). (BRUNEAU et al., 2014) comprova que o escoamento turbulento na traseira do veículo depende da distância em que se encontra da parede e da sua amplitude. Nos trabalhos feitos por (TUNAY; BESIR; VELI, 2014) e por (GUILMINEAU, 2008) foi investigado os efeitos do escoamento turbulento para vários ângulos da inclinação traseira do Ahmed body.

Uma das formas de estudar as propriedades do escoamento turbulento em CFD é utilizando-se de modelos de turbulência para fechamento das equações que descrevem o movimento do fluido, como dito anteriormente. Com a falta desses modelos, a resolução das equações governantes de escoamentos turbulentos somente seriam resolvidas para malhas extremamente refinadas, inviabilizando o custo computacional.

O STAR-CCM+ fornece a opção de escolha dentre três tipos de modelos de turbulência: O LES (*Large Eddy Simulations*), o DES (*Detached Eddy Simulations*) e o RANS (*Reynolds Averaged Navier Stokes*). (SERRE et al., 2013) faz comparações em análises de escoamentos complexos utilizando um modelo de turbulência LES (*Large Eddy Simulations*) e DES (*Detached Eddy Simulations*) para o Ahmed body. No trabalho feito por (GULYAS et al., 2013), um modelo LES usado em CFD foi comparado com experimentos em túnel de vento. Neste trabalho será feito o uso de RANS devido ao menor custo computacional alinhado à qualidade dos resultados. Na seção 2.9.1.3 serão explicados de forma mais detalhada os modelos de turbulência.

O desenvolvimento de uma metodologia numérica para o projeto de superfícies aerodinâmicas busca suprir a falta de um túnel de vento, porém não descarta o experimento dentro desse ambiente, mas fornece um estudo confiável para escolha, avaliação e aprimoramento deste tipo de projeto de maneira mais acessível. Na temporada de 2010, a equipe Virgin Racing tentou desenvolver um carro totalmente por meio de um programa CFD sem túnel de vento, e eles continuaram não sendo competitivos como as outras equipes. Simulações em CFD podem mostrar o comportamento do fluido, a melhoria na aerodinâmica, porém, elas não podem fornecer valores exatos das forças, e sim aproximações. Túneis de vento nos fornecem resultados reais das forças com um modelo de metade de veículo (como na Fórmula 1), que irá avaliar a real necessidade de modificações no modelo.

O projeto Fórmula SAE elétrico criado em 2012 é uma competição de desenvolvimento de produto, em que os estudantes devem conceber, projetar, fabricar, e competir

com pequenos carros de corrida estilo fórmula. O projeto é testado durante três dias em provas estáticas e dinâmicas e deve ser construído por um grupo de alunos em um período de um ano. As equipes melhores classificadas, além da experiência no projeto, visibilidade por parte das grandes empresas e oportunidade de reconhecimento, ganham o direito de representar o Brasil em competições internacionais.

A complexidade dos veículos exige que seus integrantes se especializem em diversos sistemas que compõe o projeto de um carro, como trem de força, freios, direção, suspensão, chassi, sistemas elétricos e aerodinâmica; o que aumenta ainda mais a qualidade dos profissionais que passam pelo projeto em sua vida universitária.

Este trabalho tem como foco o sistema aerodinâmico. Para as análises aerodinâmicas do coeficiente de sustentação, é necessário conhecer a velocidade do escoamento na simulação. Essa velocidade contribui para a determinação do número de Reynolds (razão entre forças de inércia e forças viscosas), que determina se um escoamento é laminar ou turbulento em sua maioria. De acordo com a (MSC SOFTWARE, 2015), em velocidades médias, os carros da Fórmula SAE trabalham com baixos valores de número de Reynolds e nunca excedem 10^6 .

Pela natureza da competição, os carros requerem uma preocupação maior com o *downforce* e por isso o dimensionamento da asa é feito para velocidades em que a sustentação é mais requerida que a diminuição do arrasto, como o enduro, *skid pad* ou *autocros*, com velocidades em média de 48 a 57 km/h de acordo com informações fornecidas pelas equipes ((EQUIPE ÍCARUS, 2015)). Um perfil bastante usado no mercado com baixo número de Reynolds e alta sustentação é o “s1223” desenvolvido por (SELIG; GUGLI-ELMO., 1997), o qual será usado neste trabalho.

Na segunda parte deste trabalho, os perfis do tipo Wortmann (FX72-150a; FX63-137 e FX74 cl5-140), Selig (s1223), Eppler (E423) e Liebeck (LA203a e LNV109a) serão comparados para a utilização no carro da equipe usando a metodologia criada na primeira parte.

1.2 OBJETIVOS

O objetivo principal deste trabalho é o desenvolvimento de uma metodologia para simulação numérica de perfis de asa voltados para o automobilismo, em especial para o carro fórmula SAE da equipe FGRacing do Campus Gama da Universidade de Brasília. Os estudos para a criação dessa metodologia serão avaliados sob o ponto de vista do custo computacional e da qualidade dos resultados. Como objetivos específicos, podemos citar:

- Estudo da dinâmica dos fluidos para entendimento do modelo matemático por trás do código computacional do programa.

- Criação da malha e análises quanto ao refinamento da malha e da camada limite em 2D.
- Simulação e análise dos modelos de turbulência em diferentes ângulos de ataque a fim de observar o comportamento dentro da faixa linear antes do estol na superfície.
- Estudo da camada limite no modelo de melhor resultado.
- Simulação de um caso de aerofólio em escala reduzida (quasi-2D) para validação do modelo tridimensional.
- Análise do perfil em escala real, levando em consideração os trabalhos de ([SELIG; GUGLIELMO., 1997](#)) e ([WILLIAMSON et al., 2012](#)).
- Aplicação da metodologia desenvolvida para simulação e avaliação de potenciais perfis para o projeto de asa traseira da FGRacing.
- Estudo e simulação do caso de perfil com multielementos.

1.3 ORGANIZAÇÃO DO DOCUMENTO

O Capítulo 2, revisão bibliográfica, tem o objetivo de demonstrar a teoria da dinâmica dos fluidos computacional de modo que o leitor possa entender como é feita a simulação física do problema no software. Neste capítulo é demonstrada a teoria básica sobre aerofólios e seu comportamento em um escoamento turbulento.

O Capítulo 3, metodologia, discute o processo de criação da malha e da camada limite, do estudo dos modelos de turbulência e os pontos importantes a considerar para as simulações.

No Capítulo 4, análise dos resultados, são feitas comparações das curvas de sustentação obtidas em cada simulação com a curva experimental da literatura. Esta seção será dividida em duas partes. Na primeira parte são feitas cinco análises: estudo da malha, estudo do modelo de turbulência, estudo da camada limite, estudo do perfil em escala reduzida (quasi-2D) e por fim um estudo do modelo em escala real. Na segunda parte, o estudo de comparação de diferentes perfis é feito para dois números de Reynolds, além do estudo da asa com multielementos.

Na conclusão, Capítulo 5, são discutidos os aspectos gerais desenvolvidos e uma análise dos objetivos específicos é realizada. Esta análise compreende os objetivos alcançados e não alcançados. No final do capítulo, é introduzido um trabalho futuro para a realização dos objetivos pendentes e uma proposta metodológica.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 MOVIMENTO DO FLUIDO

De acordo com (KUNDU; COHEN, 2002), toda a mecânica dos fluidos é baseada nas leis de conservação de massa, momento e energia. Essas leis podem ser descritas na forma diferencial aplicada a um ponto ou na forma integral aplicada a uma região. Na forma integral, as expressões dependem se estão relacionadas a um volume fixo no espaço ou a um volume material, em que a superfície de contorno se move com o fluido. Em engenharia, essa região fixa é chamada de volume de controle, da qual sua superfície é conhecida como superfície de controle.

2.1.1 Conservação de massa e Princípio da Continuidade

Considerando uma região fixa no espaço, Fig. 2, a taxa de crescimento da massa dentro dele é a integral de volume:

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho dV = \int_V \frac{\partial \rho}{\partial t} dV \quad (2.1)$$

Na qual ρ é a densidade do fluido, V é o volume de controle, e a parcela $\frac{\partial}{\partial t}$, derivada temporal, é colocada dentro da integral devido ao volume ser fixo.

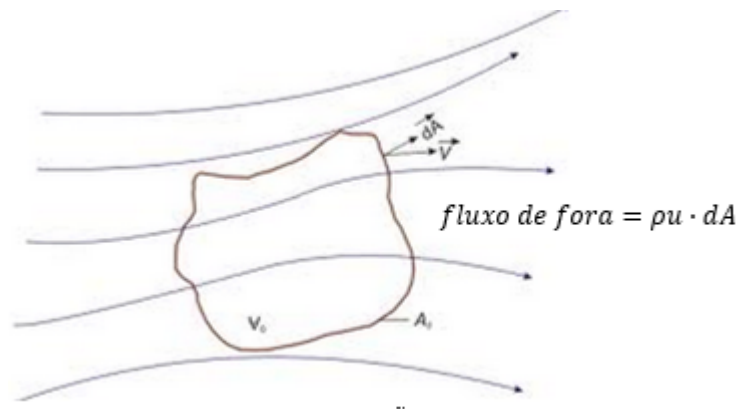


Figura 2 – Conservação de massa de um volume fixo no espaço.

A taxa de fluxo de massa fora do volume é a integral de superfície:

$$\int_A \rho u \cdot dA \quad (2.2)$$

Na qual \mathbf{u} é a velocidade do fluido, $d\mathbf{A}$ um elemento de área com magnitude dA e direção normal à superfície de controle definida. A lei de conservação da massa estabelece que a taxa de crescimento da massa dentro de um volume fixo deve ser igual a taxa de fluxo interno através dos limites. Assim:

$$\int_V \frac{\partial \rho}{\partial t} dV = - \int_A \rho \mathbf{u} \cdot d\mathbf{A} \quad (2.3)$$

Pelo teorema da divergência, ou teorema de Gauss, podemos transformar a integral de superfície em uma integral de volume:

$$\int_A \rho \mathbf{u} \cdot d\mathbf{A} = \int_V \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) dV \quad (2.4)$$

Em que ∇ representa um divergente, neste caso, as derivadas parciais do termo $\rho \mathbf{u}$ em relação ao volume de controle. Assim, rearranjando a Eq. 2.3, temos:

$$\int_V \left[\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \mathbf{u} \right] dV = 0 \quad (2.5)$$

A relação acima é válida para qualquer volume desde que o integrando seja válido para cada ponto do volume. Essa afirmativa requer a seguinte relação:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \mathbf{u} = 0 \quad (2.6)$$

A equação acima é conhecida como a Equação da continuidade em sua forma mais geral e expressa o princípio da conservação de massa em sua forma diferencial. Assim, o escoamento da massa através da superfície do volume deve ser igual ao decréscimo de massa dentro do volume. Conforme o fluido se movimenta no espaço, sua velocidade, densidade, forma e volume podem mudar, mas a massa é conservada. Um fluido é dito incompressível se a densidade não muda com uma mudança de pressão. Líquidos são quase incompressíveis, enquanto que gases são compressíveis. Em alguns casos, a mudança na densidade em escoamento de gases é pequena para uma pequena mudança na pressão absoluta e essa parcela pode ser desprezada como mostra a Eq. 2.8. (KUNDU; COHEN, 2002).

Rearranjando a Eq. 2.6, tem-se:

$$\frac{1}{\rho} \frac{D\rho}{Dt} + \nabla \cdot \mathbf{u} = 0 \quad (2.7)$$

Na qual $\frac{D\rho}{Dt}$ é a taxa de mudança da densidade para um volume material, e a superfície de controle acompanha o fluido. Desta forma, para fluidos incompressíveis, sob modelos de simplificação (como a aproximação de Boussinesq, que reduz o termo da

viscosidade das equações do movimento), a primeira parcela da Eq. 2.7 é desconsiderada e a Equação da continuidade é reduzida para:

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = 0 \quad (2.8)$$

2.1.2 Conservação de momento e Equação de Navier-Stokes

As equações da conservação do momento são obtidas pela segunda Lei de Newton. Considerando um elemento do fluido infinitesimal como mostrado na Fig. 3

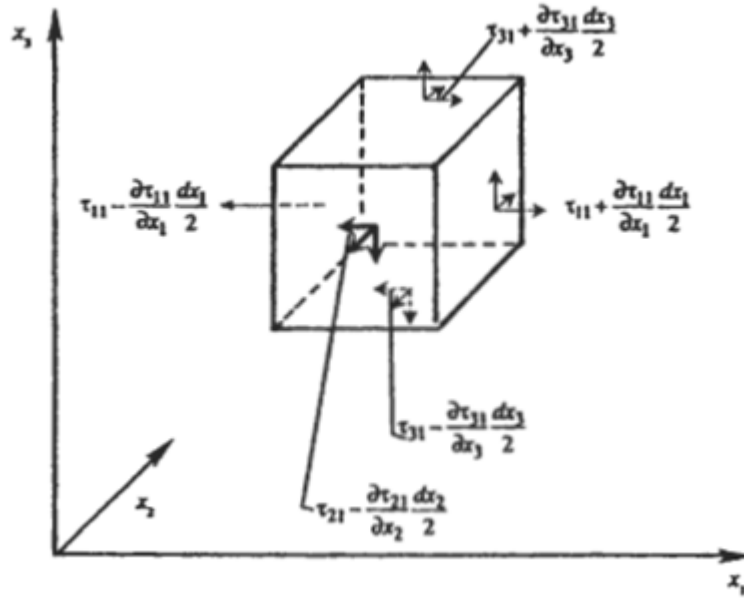


Figura 3 – Tensões de superfície em um elemento infinitesimal se movendo com o escoamento. (KUNDU; COHEN, 2002)

A soma das forças numa direção é dada por:

$$\begin{aligned} & \left(\tau_{11} + \frac{\partial \tau_{11}}{\partial x_1} \frac{dx_1}{2} - \tau_{11} + \frac{\partial \tau_{11}}{\partial x_1} \frac{dx_1}{2} \right) dx_2 dx_3 \\ & + \left(\tau_{21} + \frac{\partial \tau_{21}}{\partial x_2} \frac{dx_2}{2} - \tau_{21} + \frac{\partial \tau_{21}}{\partial x_2} \frac{dx_2}{2} \right) dx_1 dx_3 \\ & + \left(\tau_{31} + \frac{\partial \tau_{31}}{\partial x_3} \frac{dx_3}{2} - \tau_{31} + \frac{\partial \tau_{31}}{\partial x_3} \frac{dx_3}{2} \right) dx_1 dx_2 \end{aligned} \quad (2.9)$$

Na qual τ_{ij} é a componente do tensor tensão de i que age na direção j e dx_j é o lado do elemento infinitesimal paralelo à coordenada j . A Eq. 2.9 pode ser simplificada por:

$$\left(\frac{\partial \tau_{11}}{\partial x_1} \frac{\partial \tau_{21}}{\partial x_2} \frac{\partial \tau_{31}}{\partial x_3} \right) dx_1 dx_2 dx_3 = \frac{\partial \tau_{j1}}{\partial x_j} dV \quad (2.10)$$

Em que dV é o volume material do elemento. Sendo g uma força de corpo, então ρg_i é uma força de corpo por unidade de volume. Pela Segunda Lei de Newton:

$$\rho \frac{Du_i}{Dt} = \rho g_i + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (2.11)$$

Essa é a equação de movimento relacionando a aceleração com a força resultante em um ponto. Essa equação é conhecida como Equação do movimento de Cauchy. De acordo com (ANDERSON, 2001), as componentes da Eq. 2.11 são descritas abaixo. Para a direção x :

$$\rho \frac{Du}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} \quad (2.12)$$

Da mesma maneira, na direção y :

$$\rho \frac{Du}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} \quad (2.13)$$

E na direção z :

$$\rho \frac{Du}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} \quad (2.14)$$

Essas equações são conhecidas como as equações de momento para um fluido viscoso, ou Equações de Navier-Stokes.

Adicionando-se u_i na Eq. 2.6, temos:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j) = 0 \quad (2.15)$$

Adicionando-se a equação acima no lado esquerdo da Eq. (11), obtêm-se:

$$\frac{\partial}{\partial t} + (\rho u_j) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = \rho g_i + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (2.16)$$

E integrando o primeiro termo da Eq. 2.16 para uma região fixa V

$$\int_V \frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} dV = \frac{d}{dt} \int_V \rho u_i dV = \frac{dM_i}{dt} \quad (2.17)$$

Na qual:

$$M_i = \int_V \rho u_i dV \quad (2.18)$$

É o momento do fluido dentro do volume. A integral do segundo termo da Eq. 2.16 é a taxa resultante do fluxo de saída do momento i (M_i^{out}) :

$$\int_V \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) dV = \int_A \rho u_i u_j d\mathbf{A}_j = M_i^{out} \quad (2.19)$$

A integral do terceiro termo da Eq. 2.16 é simplesmente:

$$\int_V \rho g_i dV = F_{bi} \quad (2.20)$$

Na qual F_{bi} é a força de corpo resultante agindo sobre todo o volume. Por fim, a integral do quarto termo da Eq. 2.16 é dada por:

$$\int_V \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} dV = \int_A \tau_{ij} dA_j = F_{si} \quad (2.21)$$

Em que F_{si} é a força de superfície resultante no contorno de V. Se definirmos $F = F_b + F_s$, como a soma de todas as forças agindo no corpo, então a integral de volume da Eq. 2.16 é dada por:

$$\mathbf{F} = \frac{dM}{dt} + \mathbf{M}^{out} \quad (2.22)$$

Conhecida como a lei da conservação de momento para um volume fixo. Essa lei define que a força resultante em um volume fixo é igual a taxa de mudança de momento dentro do volume mais o fluxo de fora resultante do momento através das superfícies.

2.1.3 Conservação da energia ou 1ª Lei da Termodinâmica

A equação da energia mecânica pode ser encontrada multiplicando a Eq. 2.11 (Equação do movimento) pelo termo de velocidade, u_i :

$$\rho \frac{D}{Dt} \left(\frac{1}{2} u_i^2 \right) = \rho u_i g_i + u_i \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (2.23)$$

Essa equação diz que a taxa de crescimento de energia cinética num ponto é igual a soma da taxa de trabalho feito por uma força de corpo e pela taxa de trabalho feito pela força de superfície resultante por unidade de volume.

A equação da energia definida é derivada da equação de momento e não é um princípio separado. Em escoamentos com variação de temperatura é preciso uma equação independente, que é fornecida pela primeira lei da termodinâmica.

A primeira lei da termodinâmica

$$\frac{D}{Dt} \int_{V^*} \rho \left(e + \frac{1}{2} u_i^2 \right) dV^* = \int_{V^*} \rho u_i g_i dV^* + \int_A \tau_{ij} u_i dA_j - \int_A q_i dA_i \quad (2.24)$$

Afirma que a taxa de mudança da energia armazenada é igual a soma da taxa de trabalho feito e da taxa de aumento de calor para um volume material. Sendo e a energia interna por unidade de massa e C_v o calor específico em volume constante, para um gás ideal:

$$e = C_v T \quad (2.25)$$

E assim, $e + \frac{u_i^2}{2}$ é a energia armazenada por unidade de massa. O sinal negativo do último termo da Eq. 2.24 é devido à transferência de calor e sua direção dA ser normal para fora da área, sendo q_i o fluxo de calor por unidade de área. O primeiro e segundo termo da Eq.2.24 são: a taxa de trabalho feito pelas forças de corpo e pelas forças de superfície, respectivamente.

Para derivar uma forma diferencial, todos os termos da Eq.2.24 têm de estarem expressos em formas de integral de volume. Desta forma:

$$\frac{D}{Dt} \int_{V^*} \rho \left(e + \frac{u_i^2}{2} \right) dV^* = \int_{V^{cdot}} \rho \frac{D}{Dt} \left(e + \frac{u_i^2}{2} \right) dV^* \quad (2.26)$$

Convertendo os outros termos da Eq. 2.24 em integrais de volume, a Eq. 2.24 fica:

$$\frac{D}{Dt} \left(e + \frac{u_i^2}{2} \right) = \rho u_i g_i + \frac{\partial}{\partial x_j} (\tau_{ij} u_i) - \frac{\partial q_i}{\partial x_i} \quad (2.27)$$

Conhecida como a primeira lei da termodinâmica na forma diferencial, possuindo ambos os termos mecânicos e de energia térmica nela. A equação da energia térmica é obtida, caso a equação da energia mecânica

$$\rho \frac{D}{Dt} \left(\frac{1}{2} \right) = \rho u_i g_i + \frac{\partial}{\partial x_j} (\tau_{ij} u_i) + p (\nabla \cdot u) - \phi \quad (2.28)$$

For subtraída da primeira lei da termodinâmica, na qual $p (\nabla \cdot u)$ é a taxa de trabalho feito pela expansão de volume e ϕ a taxa de dissipação causada pela viscosidade. Desta forma, a equação da energia térmica:

$$\rho \frac{De}{Dt} = -\nabla \cdot \mathbf{q} - p (\nabla \cdot \mathbf{u}) + \phi \quad (2.29)$$

Afirma que a energia interna aumenta devido à transferência de calor, compressão do volume, e aquecimento devido à dissipação do escoamento causado pela viscosidade

(KUNDU; COHEN, 2002). Para um gás ideal, o termo de dissipação causado pela viscosidade é subtraído da Eq.2.29, e assim rearranjando esta, com a Eq.2.25, tem-se:

$$\rho C_p \frac{DT}{Dt} = -\nabla \cdot \mathbf{q} \quad (2.30)$$

E pela Lei de Fourier, em que $q = -k\nabla T$:

$$\frac{DT}{Dt} = -k\nabla^2 T \quad (2.31)$$

Na qual k é a difusividade termal em $\frac{m^2}{s}$. A Eq.2.31 é a equação de conservação de energia para gases ideais.

2.2 FORÇAS AERODINÂMICAS

O movimento do ar em volta de um corpo, aerofólio neste caso, produz variações de pressão e velocidade no campo de fluxo. Apesar da viscosidade ser uma propriedade do fluido, a tensão de cisalhamento é proporcional ao gradiente de velocidade e a viscosidade junto ao corpo. Devido a esse movimento são geradas forças tangenciais e normais ao contorno do aerofólio. À resultante dessas forças, definida pela direção normal, dá-se o nome de *lift* ou sustentação, que em veículos se comporta de maneira inversa e por isso é chamado de sustentação negativa ou *downforce*. Isto se deve ao fato do aerofólio em veículos ser utilizado de forma invertida quando comparado com o uso em aviões. A componente das forças na direção tangencial é chamada de *drag*, ou arrasto (BERTIN; CUMMINGS, 1979).

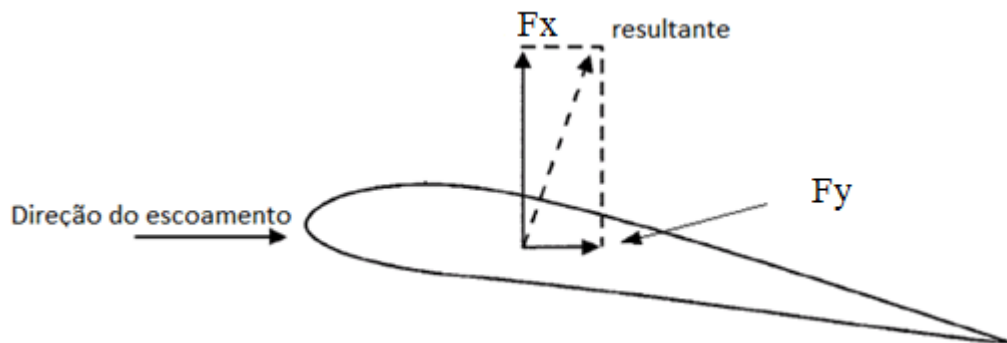


Figura 4 – Forças em um aerofólio (KUNDU; COHEN, 2002).

Desta forma, pode-se calcular a sustentação pela seguinte equação:

$$L = F_y \cdot \cos(\alpha) + F_x \cdot \sin(\alpha) \quad (2.32)$$

A magnitude das forças e dos momentos que agem num corpo dependem de uma série de efeitos combinados de diferentes variáveis, que incluem:

- a. Configuração da geometria;
- b. Ângulo de ataque (ângulo em relação à direção do movimento também chamado de *pitch*);
- c. Comprimento característico;
- d. Densidade do meio contínuo;
- e. Número de Reynolds;
- f. Número de Mach (relaciona-se com os efeitos de compressibilidade).

De acordo com (BERTIN; CUMMINGS, 1979) o cálculo das forças aerodinâmicas sempre requerem uma relação com outras condições do escoamento. Assim, o engenheiro sempre usa os dados do túnel de vento, dos quais modelos de escala são expostos às condições de escoamento que simulam o modelo do meio.

A componente normal da resultante das forças sobre o aerofólio é principalmente devido à pressão que age sobre a sua superfície. Dados apresentados pelo aerofólio NACA 23012, provaram através de modelos de túnel de vento que a sustentação agindo sobre um perfil infinito (com comprimento, ou span, exageradamente grande de tal forma que é considerado infinito) não varia na direção da sua envergadura. Assim, para essa análise estamos interessados no que chamamos de sustentação por unidade de comprimento.

Para comprimentos finitos, o coeficiente de sustentação, de acordo com (KUNDU; COHEN, 2002) é dada por:

$$C_L = \frac{L}{0,5\rho V_\infty^2 A} \quad (2.33)$$

A força de arrasto é resultado da tensão tangencial e distribuições de pressão normal na superfície. Essas são chamadas de arrasto de atrito e arrasto de pressão, respectivamente. A sua ação é paralela ao eixo da direção do meio contínuo e seu coeficiente pode ser demonstrada pela Eq. 2.34. Essa força age em conjunto com a sustentação de forma que o aumento da sustentação gera o aumento do arrasto. O coeficiente de arrasto é mostrado na Eq. 2.34:

$$C_D = \frac{D}{0,5\rho V_\infty^2 A} \quad (2.34)$$

Como dito anteriormente, o foco dos estudos aerodinâmicos na fórmula SAE está no aumento da sustentação.

2.3 PROJETO DE AEROFÓLIO

O objetivo geral dos aerofólios é causar uma diferença de pressão, gerando um efeito aerodinâmico desejado (SOUZA, 2008). A geometria típica de um aerofólio é mostrada na figura abaixo:

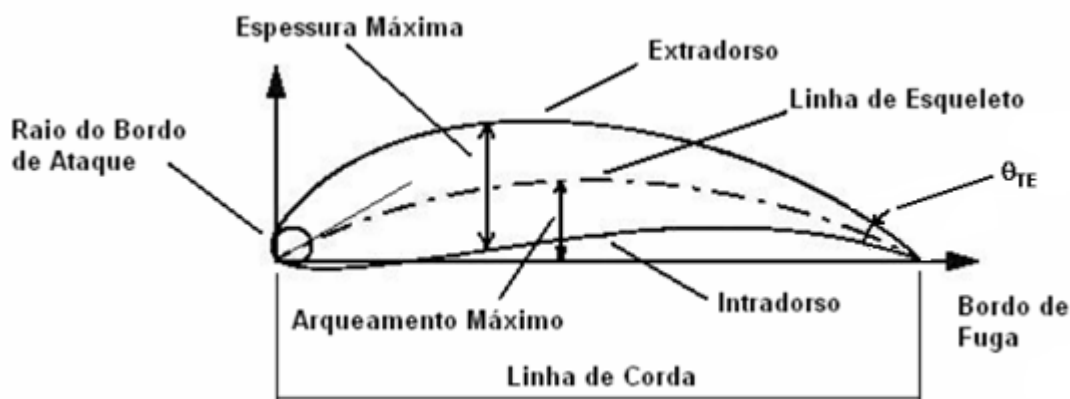


Figura 5 – Nomenclatura das partes de um perfil de asa (SOUZA, 2008)

A linha chamada de corda é o comprimento característico do perfil que juntamente com a linha de esqueleto definem o arqueamento da estrutura. O bordo de ataque e o bordo de fuga são as extremidades anterior e posterior da asa. A geometria é a responsável pelo efeito aerodinâmico, de forma que seja possível projetar aerofólios para aplicações específicas ou até mesmo para diferentes circuitos, como no caso da Fórmula 1.

O estol (*stall*), fenômeno pelo qual o perfil perde sustentação devido à separação do ar do extradorso pode ocorrer de forma gradual ou abrupta. O estudo de (SOUZA, 2008), sugere que aerofólios de espessuras finas tem a separação do ar feita de forma menos suave ou abrupta, com uma queda acentuada na sustentação para um pequeno aumento no ângulo de ataque.

O bordo de fuga influencia diretamente no estol. Quanto maior o ângulo do bordo de fuga θ_{TE} , mais rápido o ar descola da superfície, desfavorecendo a sustentação para altos ângulos de ataque ou até mesmo invertendo o seu sentido. É importante destacar que é necessário encontrar um balanço entre a sustentação e o estol, nesses ângulos elevados.

Outro fator influente na sustentação é o arqueamento máximo e a forma da linha de esqueleto. Um aumento do arqueamento máximo leva à um aumento do coeficiente de sustentação. Porém, quanto mais próximo do bordo de ataque e mais arqueado, as forças de momento são acentuadas.

2.4 DIFERENÇA DE PRESSÃO

Para a solução da equação da continuidade aplicada à seção anterior e posterior do aerofólio, em regime permanente, observa-se que a única forma de satisfazer a equação seria se o escoamento que passa pelo extradorso ser mais acelerado do que aquele que passa pelo intradorso. A diferença de velocidade no intradorso e extradorso do aerofólio causa uma diferença de pressão, sugerida pela Equação de Bernoulli, Eq. 2.35, derivada da equação de momento para escoamentos não viscosos. A formulação de Bernoulli é satisfeita em todo volume de controle, fora da camada limite.

$$\int \frac{dP}{\rho} + \frac{V^2}{2} + gz = cte \quad (2.35)$$

O termo de posição, gz , mede a posição da energia do escoamento devido à energia potencial gravitacional. Na análise de perfis isolados essa força de corpo não é levada em consideração, pois sua contribuição é muito pequena.

Assim, multiplicando a equação pela massa específica, temos:

$$P + \frac{\rho V^2}{2} = cte \quad (2.36)$$

No qual o termo de velocidade, recebe o nome de pressão dinâmica.

Aplicando a Eq.2.34 entre dois pontos de uma mesma linha de corrente do escoamento, temos:

$$P_1 + \frac{\rho V_1^2}{2} = P_2 + \frac{\rho V_2^2}{2} \quad (2.37)$$

E reorganizando a equação acima, considerando a pressão e velocidade no ponto 1 na condição de corrente livre, P_∞ e V_∞ e no ponto 2, P e V , temos:

$$P - P_\infty = \frac{\rho V_\infty^2}{2} \left[1 - \left(\frac{V}{V_\infty} \right)^2 \right] \quad (2.38)$$

Na qual o coeficiente de pressão (adimensional) é dado por:

$$C_P = \frac{P - P_\infty}{\frac{\rho V_\infty^2}{2}} \quad (2.39)$$

Desconsiderando o efeito viscoso e considerando o escoamento incompressível podemos chegar ao coeficiente de pressão para o caso ideal:

$$C_P = 1 - \left(\frac{V}{V_\infty} \right)^2 \quad (2.40)$$

Este coeficiente indica o quanto de energia cinética foi convertida em energia de pressão. No bordo de fuga, à medida que o ângulo do bordo de fuga diminui, mais próximo a velocidade fica da velocidade de corrente, tornando assim a pressão mais próxima de zero. No bordo de ataque, onde a velocidade é zero devido a uma estagnação, o coeficiente vai a um. Isso explica o aumento da sustentação com o aumento do ângulo de ataque.

Em uma curva de sustentação em função do ângulo de ataque, podemos encontrar o estol no ponto em que a sustentação é máxima e os efeitos viscosos passam a se comportar de maneira drástica na distribuição de pressões. Acima desse valor, aumentando o ângulo de ataque, não se tem mais sustentação. Existe ainda um ângulo para o qual o perfil não produz sustentação. Pela Fig.6 podemos observar esse ângulo de sustentação máxima como sendo um pouco mais de 16 graus para um número de Reynolds de 200.000 do aerofólio “s1223” e um pouco menos de 16 graus para um número de Reynolds de 250.000 para a mesma asa.

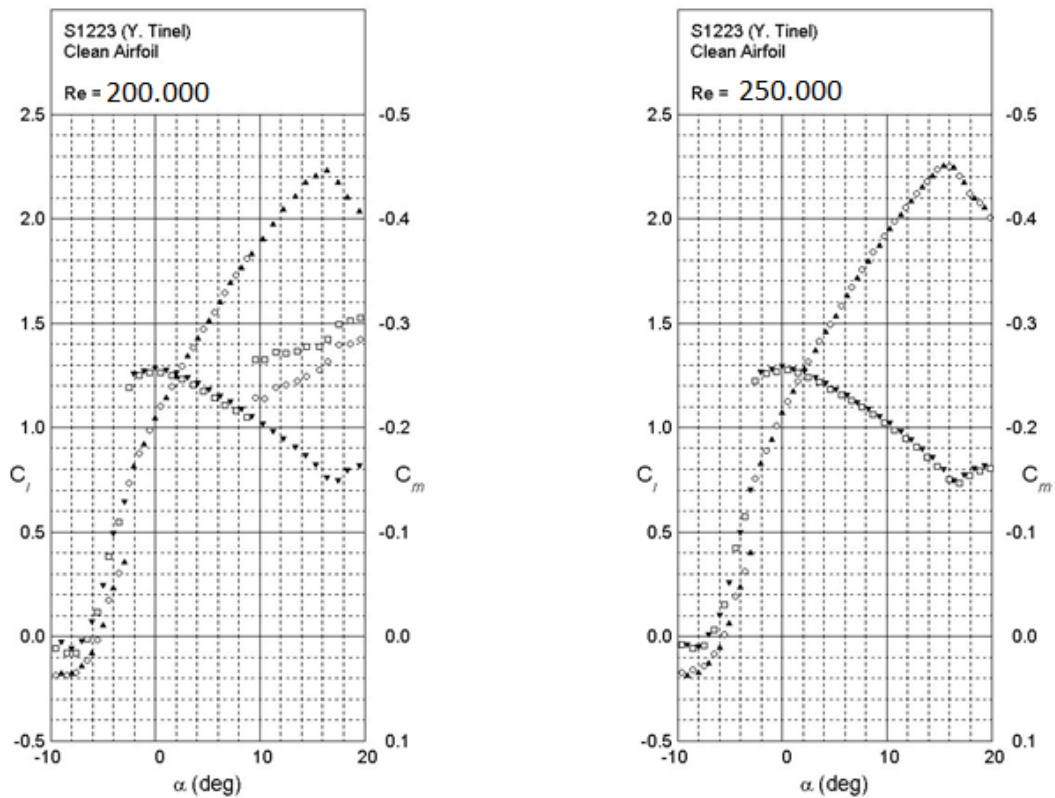


Figura 6 – Curvas de sustentação do perfil de asa s1223 (WILLIAMSON et al., 2012)

A curva acima para o número de Reynolds igual à 200.000 foi deduzida por experimentos através de túnel de vento citados nos trabalhos de (SELIG; GUGLIELMO., 1997), pioneiramente.

Além do ponto de estol, o centro de pressão é um importante ponto no aerofólio para análise aerodinâmica. É nesse lugar onde as forças de pressão serão aplicadas, que

fica localizado à aproximadamente $\frac{1}{4}$ da corda partindo do bordo de ataque para o bordo de fuga, dependendo da posição e do arqueamento máximo. Outro ponto considerado é o centro aerodinâmico, onde o coeficiente de momento é aproximadamente constante e localiza-se também próximo aos 25% do valor de corda.

2.5 CIRCULAÇÃO

De acordo com (KUNDU; COHEN, 2002), a sustentação de um corpo pode ser explicada pela circulação, e foi experimentalmente observado que somente corpos com um bordo de fuga “afiado”, como um aerofólio, podem gerar circulação e sustentação.

Considerando o escoamento de um aerofólio partindo do repouso em um fluido real, o escoamento imediatamente depois de iniciar o movimento é irrotacional em todo volume de controle, pois a vorticidade adjacente à superfície não tem uma difusão para fora. O escoamento atravessa o bordo de fuga com uma alta velocidade e supera o degrau de desaceleração e o aumento de pressão no bordo de fuga.

Em uma fração de segundo (tempo gasto pelo fluido para percorrer um comprimento de uma corda) surge o aparecimento da camada limite e o fluido passa a não ter energia cinética suficiente para vencer a barreira de pressão. Isso provoca um fluxo contrário na camada limite e uma separação do escoamento no bordo de fuga. Como consequência, tem-se a camada cisalhante, que rotaciona em forma de espiral sobre a ação de sua própria vorticidade induzida como mostra na Fig.7. Esse fenômeno é conhecido como o vórtice de partida (starting vortex).

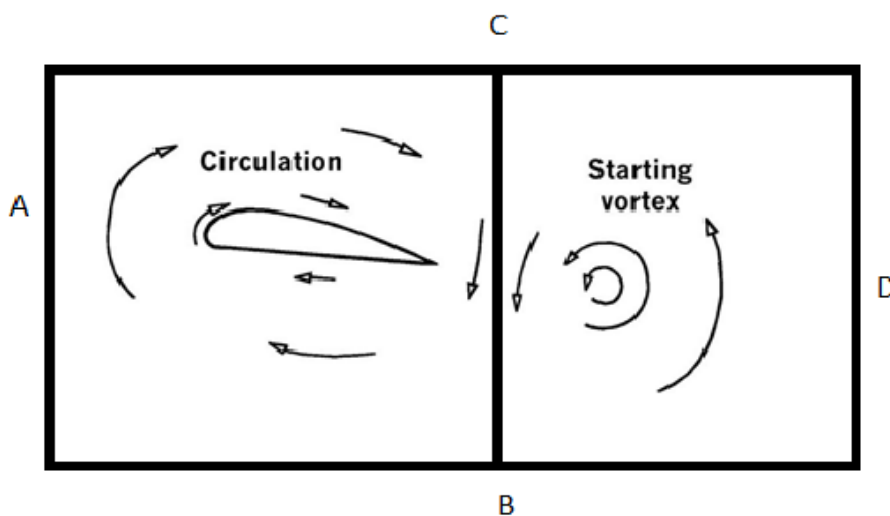


Figura 7 – Formação de uma vorticidade induzida como consequência do movimento em um volume material (KUNDU; COHEN, 2002)

Considerando o volume de controle ABCD, pode-se perceber que existe uma cir-

culação em volta do aerofólio, balanceada com a circulação do vórtice de partida. Em cada mudança na velocidade do escoamento de ar ou no ângulo de ataque, um novo começo de vórtice é “descartado” e deixado para trás. Assim, um novo valor de circulação é estabelecido para definir o ponto de estagnação traseiro no bordo de fuga em cada caso.

De acordo com (BAI; LI; WU, 2014), pelo Teorema de Kutta-Zhukhovsky e assumindo que a componente tangencial da velocidade é conhecida, é possível encontrar a sustentação de um corpo a partir da Equação de Bernoulli:

$$L = \rho U \Gamma \quad (2.41)$$

No qual Γ se refere à circulação em volta do aerofólio, dada por:

$$\Gamma = \int_{\partial C} \mathbf{u} d\mathbf{l} \quad (2.42)$$

Na qual ∂C representa um caminho fechado sobre um corpo, em sentido anti-horário, \mathbf{u} um vetor com as componentes da velocidade e \mathbf{l} um caminho pelo qual a circulação se direciona.

É possível notar que a inclinação aumenta com o ângulo de ataque, e assim, a sustentação. Até certo ponto essa afirmação é verdadeira, pois se o ângulo é muito inclinado, o fluido se separa, de forma que a força de arrasto no corpo aumenta significativamente e ele perde parcialmente sua força de sustentação.

2.6 VISCOSIDADE

Importantes desenvolvimentos no estudo da mecânica dos fluidos no início do século XX possibilitaram a dedução de equações mais simples que as equações de Navier-Stokes (equações que regem o movimento de um fluido). A teoria aplicada por Prandtl propôs o uso de equações de camada limite, uma camada fina ao redor do corpo, capaz de descrever perfeitamente os efeitos viscosos, antes desconsiderados (FREIRE, 1990).

O atrito causado pela viscosidade do fluido que passa na camada limite causa uma tensão de cisalhamento, gerando uma das componentes da força de arrasto. Considerando um fluido que se move entre duas placas de distância h , sua velocidade (u) será dada por:

$$u(y) = \frac{y}{h} U \quad (2.43)$$

Na qual y é a posição atual do fluido. Para a manutenção do movimento, uma força tangencial à placa que esteja em equilíbrio com as forças viscosas no fluido é aplicada. A

tensão de cisalhamento, τ , é portanto proporcional a $\frac{U}{h}$. O fator de proporcionalidade entre τ e $\frac{U}{h}$, denominado “viscosidade dinâmica” do fluido, depende somente da sua natureza.

$$\tau = \mu \frac{du}{dy} \quad (2.44)$$

Na qual μ é o coeficiente de viscosidade.

2.7 CAMADA LIMITE

A Eq.2.44 sugere um perfil de velocidades que é zero junto à superfície do aerofólio e igual à velocidade da corrente livre no seu valor máximo. Nenhum fluido é capaz de deslizar sobre um corpo sem provocar arrasto por menor que seja sua viscosidade. A largura desse gradiente de velocidade é conhecida como camada limite, e pode ser visto na Fig.8 para um caso laminar e para um caso turbulento.

Ao entrar em contato com a parede de um corpo, o fluido enfrenta uma resistência causada pela viscosidade. E caso essa viscosidade seja pequena, a velocidade vai de zero para o valor do escoamento do meio em uma faixa estreita.

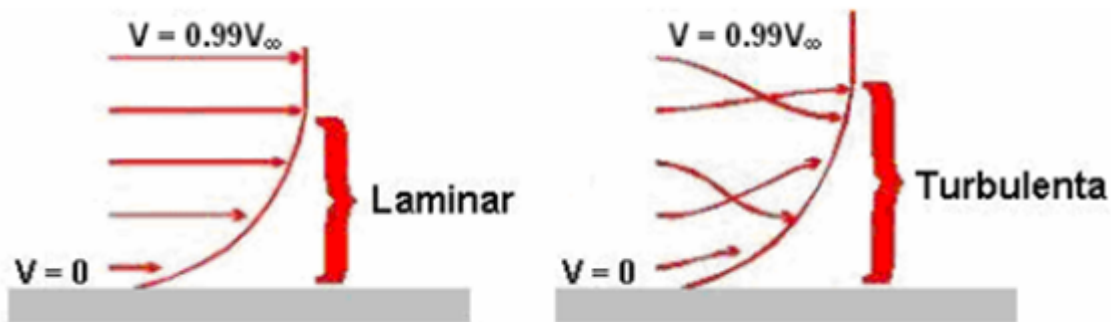


Figura 8 – Comparação entre uma camada limite laminar e uma turbulenta (SOUZA, 2008).

De acordo com (ANDERSON, 2001), a camada limite é a fina região do escoamento adjacente à superfície, onde o escoamento é retardado pela influência do atrito entre a superfície sólida e o escoamento. Apesar de ser uma camada bem fina em comparação com o resto do corpo, a camada limite influencia no arrasto e a transferência de calor é enorme.

A camada limite turbulenta possui três trechos: o trecho laminar, o trecho de transição e o trecho turbulento. Um dos parâmetros que influenciam na transição do laminar para o turbulento é o número de Reynolds, que quanto maior, mais próxima do bordo de ataque ocorrerá a transição. O aumento da rugosidade na superfície provoca o

mesmo efeito com relação à essa transição. A espessura da camada limite (δ) para uma placa plana pode ser calculada para o caso laminar em escoamentos incompressíveis por:

$$\delta = \frac{5L}{\sqrt{Re}} \quad (2.45)$$

Na qual L é o comprimento característico, neste caso do aerofólio se trata da corda, e Re é o número de Reynolds, tratado na seção seguinte.

Para a mesma camada limite, porém turbulenta, temos:

$$\delta = \frac{0.3747L}{\sqrt{Re}^{0.2}} \quad (2.46)$$

É importante mencionar que as equações acima são aproximações da espessura da camada limite de um aerofólio pela espessura de uma placa plana.

Na realidade não se pode considerar um escoamento totalmente turbulento na região de transição, pois uma parte dele é contínua e não muda instantaneamente. Apesar do aperfeiçoamento da teoria da camada limite desde sua formulação, uma teoria abrangente para a descrição de escoamentos turbulentos ainda não existe e, dada a complexidade destes escoamentos, provavelmente assim ainda o será por algum tempo. De acordo com (WILCOX, 1993) os níveis de complexidade de um escoamento turbulento são determinados pela aplicação do problema. Para simples aplicações, por exemplo, é requerido somente o atrito superficial e os coeficientes de transferência de calor. Aplicações mais avançadas podem requerer conhecimento detalhado do espectro de energia, magnitude e escalas da flutuação turbulenta.

2.8 O NÚMERO DE REYNOLDS

De acordo com (KATZ, 1995), o número de Reynolds, um número adimensional, determina se um escoamento é laminar ou turbulento em sua maioria. Para perfis de aerofólio, um número menor que 100.000 indica que o escoamento sobre a asa será laminar. Altos valores de Reynolds indicam um comportamento turbulento.

O número de Reynolds (Re) é aplicado para a Condição de Similaridade: situação em que fluidos diferentes sob mesmas condições de contorno e condições iniciais, através de corpos geometricamente similares, possuem forças com razão constante para pontos similares ((KATZ, 1995)). Essa condição é dada pela razão das forças de inércia pelas forças viscosas (o número de Reynolds) e satisfeita se o mesmo número de Reynolds satisfazer as

condições cinemáticas, dinâmicas e geométricas dos corpos. Da análise dimensional temos:

$$Re = \frac{Efeitosdeinércia}{Efeitosviscosos} = \frac{\rho u \frac{\partial u}{\partial x}}{\mu \frac{\partial^2 u}{\partial x^2}} = \frac{\rho u d}{\mu} = constante \quad (2.47)$$

Na qual d é a dimensão característica do corpo, u é a velocidade e ρ é a densidade do fluido. De acordo com (KUNDU; COHEN, 2002), a igualdade do número de Re é um requisito para a similaridade dinâmica de escoamentos no qual as forças viscosas são importantes.

2.9 STAR-CCM+

O STAR-CCM+ (Computational Continuum Mechanics ou mecânica do meio contínuo computacional) é um programa de análise de simulação física de engenharia que integra a área de dinâmica dos fluidos computacional, transferência de calor e tensões em materiais. O software é baseado em uma tecnologia de programação orientada a objeto, o que o torna uma ferramenta de fácil uso. O programa fornece uma opção de controle de malha de uma maneira automática, no qual é possível controlar a posição, o tamanho, a taxa de expansão e número de camadas na região próxima à área de interesse (CD-ADAPCO, 2015).

Uma análise de simulação de dinâmica dos fluidos computacional no STAR-CCM+ obedece aos seguintes passos mostrado na Fig. 9.

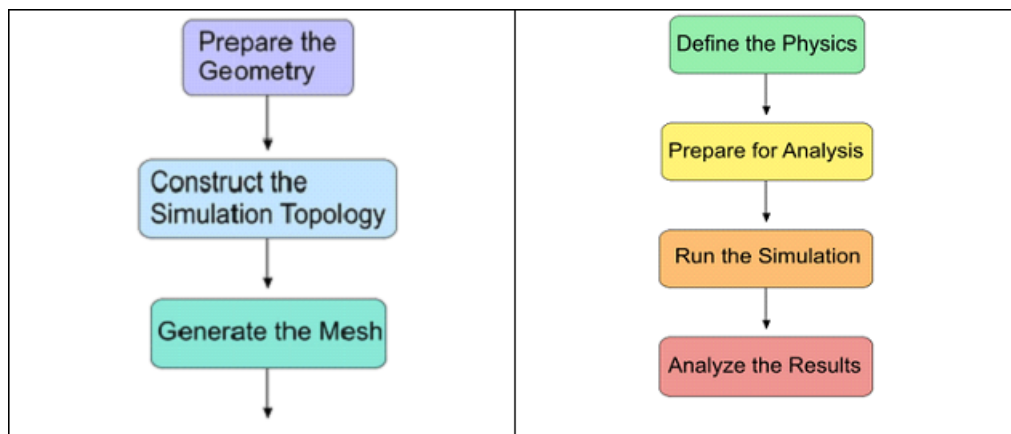


Figura 9 – Etapas para simulação e análise no STAR-CCM+ (CD-ADAPCO, 2015)

A preparação da geometria (*prepare the geometry*) requer uma representação do objetivo ou cenário que está sendo modelado considerando os modelos físicos. Esta parte geralmente é feita em CAD e pode ser importada para o programa. Apesar dessa preparação, a superfície ainda precisa de uma manipulação para reparar a superfície. É uma boa prática checar a validade da superfície da geometria antes de gerar a malha. Isto impede

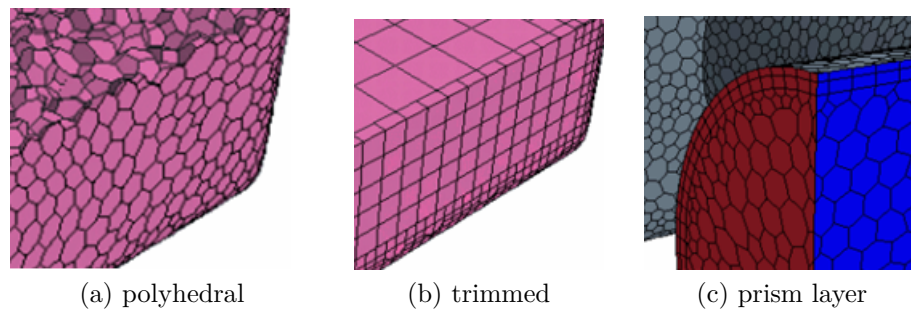


Figura 10 – Alguns exemplos dos tipos de elementos disponíveis no programa

que as equações encontrem superfícies que se sobreponham, ou que possuem contornos abertos, etc.

A geometria é definida por partes, superfícies e curvas. O modelo computacional para o qual a física vai ser aplicada é definida em termos de regiões e contornos. A definição da topologia (*construct the simulation topology*) é o processo de mapear as definições geométricas em termos físicos. As partes da geometria podem ser atribuídas para regiões, superfícies podem ser atribuídas para contornos e curvas podem ser atribuídas para curvas características.

O próximo passo é a geração da malha (*generate the mesh*). Para isso é necessário definir uma estratégia para usar e escolher os modelos de malha. É indicado trabalhar com modelos de superfícies inicialmente, e após obter um bom grau de refinamento partir para modelos de volume. Vários modelos de malha por volume estão disponíveis no programa. Os principais são mostrados na Fig.10. Essa figura mostra os principais tipos de elementos usados na criação da malha computacional. A escolha do elemento a se utilizar depende do tipo de problema e também da superfície do modelo.

2.9.1 Modelo Físico

Na definição física do modelo (*define the physics*), a capacidade de modelamento do STAR-CCM+ tratada pela (CD-ADAPCO, 2015) inclui:

- Solução;
- Tempo;
- Turbulência;
- Compressibilidade.

2.9.1.1 Solução

Quanto à solução, o modelo físico é subdividido entre o Escoamento Segregado, Aco-plado ou Tensão para sólido de volume finito. O primeiro modelo resolve as equações do

escoamento de uma maneira separada, e posteriormente as equações do movimento e do momento são conectadas por uma aproximação corretiva. O modelo de fluido segregado é mais usado para problemas de densidade constante. Existem três tipos de energia de fluido segregado usados no programa: Entalpia, Temperatura e Isotérmico. Na Entalpia, a variável usada é a entalpia termoquímica para solução da equação de energia. É recomendado para qualquer simulação que envolva combustão. A temperatura utilizada como variável não é apropriada para simulações com combustão. Por último, o modelo Isotérmico é usado para problemas em que a variação de temperatura é desprezada e seu valor é mantido constante.

Ao contrário do modelo de escoamento segregado, o modelo acoplado habilita vários parâmetros que permitem o controle da estabilidade e convergência da simulação. Entretanto, o primeiro caso tem baixo custo de memória computacional, e o número de iterações aumenta com o tamanho da malha. É recomendado que se use o modelo acoplado para problemas de escoamentos compressíveis, convecção natural, forças de corpo ou fonte de energia muito grande. O fluido segregado é usado para modelos de escoamento incompressível.

Na tensão para sólido de volume finito, as equações da mecânica dos sólidos são usadas com todos os parâmetros como tensão, deformação e deslocamento para tentar prever a falha. A malha busca se adequar aos pontos do material.

2.9.1.2 Tempo

No modelo físico, a escolha quanto ao tempo, indica se o escoamento está no Estado equilibrado, em Balanço harmônico ou se o modelo é instável. O estado equilibrado é usado para controlar as iterações feitas nas simulações e suas convergências. Neste modelo uma iteração física é escolhida. Já no balanço harmônico, são solucionados problemas periódicos instáveis, em que a solução se repete com uma dada frequência. No modelo instável, problemas de condições de contorno variantes no tempo, deslizamento ou deformação de malhas, superfície livre e transferência de calor transiente são executados. Em certos números de Reynolds o escoamento é instável e requer o modelo instável.

2.9.1.3 Turbulência

Quando um escoamento não possui comportamento laminar, os modelos de turbulência são os responsáveis por fornecer uma convergência para as equações governantes. No STAR-CCM+ existem três aproximações: RANS (*Reynolds-Average Navier Stokes*); LES (*Large Eddy Simulation*); e DES (*Detached Eddy Simulation*). A maioria dos problemas utiliza o método RANS.

2.9.1.3.1 RANS

Na teoria existente sobre escoamentos turbulentos não existe um modelo que satisfaça a todos os problemas físicos ou que seja melhor na maioria dos casos. Assim, é necessário fornecer um conjunto de modelos para essas representações.

Para a obtenção do RANS, as equações de Navier-Stokes para velocidade instantânea e campos de pressão são decompostas em um valor médio e uma flutuação. As equações resultantes para os valores médios são iguais às equações originais, exceto por um novo termo na equação de transporte de momento, um tensor, conhecido como tensor tensão de Reynolds, τ_{ij} . O desafio neste método é modelar o tensor tensão de Reynolds em função do valor do escoamento médio, e assim convergir as equações governantes. Dois tipos de aproximações são feitos para a convergência pelo software: a aproximação por modelos de viscosidade turbulenta (*Eddy viscosity models*) e por modelos de transporte de tensão de Reynolds (*Reynolds Stress transport models*).

Em modelos de aproximação pela viscosidade turbulenta, o conceito de viscosidade turbulenta μ_t é adotada para a convergência das equações, sendo o mais comum. O tensor tensão de Reynolds pode ser aproximado em função destes modelos:

$$\tau_{ij} = 2\mu_t \mathbf{S} \quad (2.48)$$

Na qual \mathbf{S} é o tensor de deformação.

$$\mathbf{S} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (2.49)$$

Em escoamentos turbulentos, as propriedades dos meios se tornam funções aleatórias do espaço e do tempo. Assim, as variáveis do meio, velocidade e pressão precisam ser expressas pelo valor médio e pela flutuação (u_i' e p' para a velocidade e pressão, respectivamente) das partes:

$$u_i = U_i + u_i', p = P + p' \quad (2.50)$$

Da qual a média e a flutuação:

$$\bar{u} = U_i, u_i' = 0 \quad (2.51)$$

$$\bar{p} = P, p' = 0 \quad (2.52)$$

Com a barra significando a média dos termos velocidade e pressão. Substituindo os termos apresentados acima nas equações de da continuidade e de Navier-Stokes, obtêm-se:

$$\rho \frac{DU_i}{Dt} + \rho \frac{\partial}{\partial x_j} (U_i U_j) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (2\mu_t S_{ij} - \rho \overline{u'_i u'_j}) \quad (2.53)$$

$$\frac{\partial U_i}{\partial x_i} = 0 \quad (2.54)$$

Na qual o S_{ij} é o tensor de deformação médio, calculado da mesma forma na equação para o S. As duas equações acima são conhecidas como as equações RANS. Da Eq. 2.53, o termo $-\overline{u'_i u'_j}$ é o tensor tensão de Reynolds, definido anteriormente. Somando às Eq. 2.53 e 2.54, tem-se:

$$\frac{DU_i}{Dt} + U_j \frac{\partial U_i}{\partial x_j} = \frac{\partial P}{\partial x_i} + v_t \frac{\partial^2 U_i}{\partial x_i \partial x_j} - \frac{\partial \overline{u'_i u'_j}}{\partial x_j} \quad (2.55)$$

Na qual $v_t = \frac{\mu_t}{\rho}$ é a viscosidade turbulenta cinemática.

SPALART – ALLMARAS

O STAR-CCM+ possui três modelos que fazem a aproximação a partir da viscosidade turbulenta. Um desses modelos é o Spalart-Allmaras, com grandes camadas limites e suaves separações, caso existam. São recomendados para usos de escoamento sobre uma asa, fuselagem, e aplicações aeronáuticas de escoamento externo.

Tem como vantagem ser um modelo simples econômico, robusto e com boas malhas, ou seja, com um refinamento adequado; válido na região perto da parede; e boas aproximações para escoamentos ligados. Por outro lado, tem uma separação desconhecida; não pode simular decaimento turbulento; e tem escala insuficiente para alguns modelos de combustão.

Nesse modelo, a energia cinética turbulenta não é calculada e o Tensor tensão de Reynolds é estimado pela Eq. 2.11. O modelo é composto por termos diferentes que levam em conta o comportamento físico como convenção, produção, destruição, difusão e transição da quantidade de viscosidade turbulenta. Inclui oito coeficientes de convergência e três funções de convergência:

$$\hat{v} = \frac{v_t}{f_{vl}} \quad (2.56)$$

$$f_{vl} = \frac{X^3}{X^3 + C_{vl}^3} \quad (2.57)$$

$$X = \frac{\hat{v}}{v} \quad (2.58)$$

Na qual f_{vl} é a primeira função de amortecimento viscoso e X é uma razão definida na equação acima. E \hat{v} representa a modificação que permite o modelo levar em conta os efeitos do baixo número de Reynolds nas regiões próximas da parede e obedece à equação de transporte:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\bar{p}\hat{v}) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{p}\hat{u}_j\hat{v}) = c_{b1}(1 - f_{t2})\hat{S}\bar{p}\hat{v} - \bar{p}\left(c_{w1}f_w - \frac{c_{b1}}{k^2}f_{t2}\right)\left(\frac{\hat{v}}{d}\right)^2 \\ + \frac{1}{\sigma}\left\{\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\bar{p}(v + \hat{v})\frac{\partial \hat{v}}{\partial x_j}\right] + c_{b2}\bar{p}\left(\frac{\partial \hat{v}}{\partial x_j}\right)^2\right\} + f_{t1}\bar{p}\Delta U^2 \end{aligned} \quad (2.59)$$

Na qual o segundo termo devido ao comportamento de convecção, o terceiro devido à produção, o quarto devido à destruição, o quinto devido à difusão e o último devido à transição. E:

$$C_{b1} = 0.1355$$

$$C_{b2} = 0.622$$

$$C_{w2} = 0.2$$

$$C_{w3} = 2$$

$$C_{v1} = 7.1$$

$$C_{v2} = 5$$

$$\sigma = \frac{2}{3}$$

$$k = 0.41$$

No qual \hat{S} é a variável da fonte, o principal termo devido à produção, calculada como:

$$\hat{S} = Sf_{v3} + \frac{\hat{v}}{k^2 d^2} f_{v2} \quad (2.60)$$

Na qual d é a distância mais perto da parede e S é a magnitude da vorticidade Ω . A segunda e terceira função de amortecimento viscoso f_{v2} e f_{v3} , são determinadas por:

$$f_{v2} = \left(1 + \frac{X}{c_{v2}}\right)^{-3} \quad (2.61)$$

$$f_{v3} = \frac{(1 - X f_{v1})(f_{v2})}{X} \quad (2.62)$$

No termo de destruição, a função de amortecimento da parede f_w é usada para controlar o decaimento da taxa de destruição na região externa da camada limite. A função é determinada por modelos algébricos:

$$f_w(r) = g \left(\frac{1 + c_{w3}^3}{g^6 + c_{w3}^6} \right) \quad (2.63)$$

Em que:

$$g = r + c_{w2} (r^6 + r) \quad (2.64)$$

E r é proporcional ao comprimento de mistura l e definido por:

$$l = \sqrt{\frac{V_t}{S}} \quad (2.65)$$

$$r = \frac{v_t}{Sk^2 d^2} \quad (2.66)$$

O último termo da Equação de transporte controla a região laminar da camada cisalhante, que permite a decisão de haver ou não a transição do escoamento laminar para o turbulento e onde essa transição atua. Essa transição é basicamente uma fonte, e a primeira função de transição f_{t1} é dada por:

$$f_{t1} = c_{t1} g_t - c_{t2} \exp \left[\frac{\Omega_t^2}{\Delta U^2} (d^2 + g_t^2 d_t^2) \right] \quad (2.67)$$

$$g_t = \min \left(0.1, \frac{\Delta U}{|\Omega_t|} \Delta x \right) \quad (2.68)$$

Na qual d_t é a distância para o ponto no qual a transição é especificada, referida na passagem, Ω_t é a vorticidade na passagem, ΔU é a normal da diferença entre a velocidade

na passagem e o ponto no meio contínuo, e Δx é a discretização da grade espacial na passagem.

Visando garantir que $\hat{v} = 0$ como uma solução numérica estável e evitar interferência de erros numéricos, o termo de produção é ajustado por um fator $(1 - f_{t2})$. Da mesma forma, a provisão perto da parede é regulada pela introdução de uma mudança no termo de destruição, que é baseada na segunda função de transição:

$$f_{t2} = c_{t3} \exp(-c_{t4} X^2) \quad (2.69)$$

Por fim, o modelo de turbulência estudado é completado com as especificações de condições iniciais de cada problema.

K – ÉPSILON

O modelo de duas equações, no qual as equações diferenciais de transporte são resolvidas para a energia cinética turbulenta k e sua taxa de dissipação épsilon ϵ alinham robustez, custo computacional e exatidão, além de terem resultados bem aceitos para ampla faixa de aplicações industriais. O k - ϵ é capaz de lidar com escoamentos mais gerais, e não somente aerodinâmica externa ([AIGUABELLA MACAU, 2011](#)). Este é o modelo mais utilizado em aerodinâmica, porém desde a sua formulação várias tentativas de melhorá-la foram feitas e o STAR-CCM+ incorporou as mais significantes, se baseando em duas abordagens: Baixo número de Reynolds e Duas camadas (*Two Layer*). Esta última é uma tentativa para uma abordagem do baixo número de Reynolds que permite que o K-Épsilon seja aplicado nas subcamadas.

De acordo com ([CÔRREA, 2012](#)), a viscosidade turbulenta é definida como o produto de uma velocidade turbulenta e de uma escala de comprimento. Essa escala é estimada de duas propriedades do campo de turbulência, geralmente a energia cinética de turbulência e sua dissipação. O modelo k -épsilon assume que a viscosidade turbulenta está associada à energia cinética de turbulência por meio da relação:

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\epsilon} \quad (2.70)$$

Na qual C_μ é uma constante. Os valores de k e ϵ são obtidos das equações diferenciais de transporte:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} k) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \hat{u}_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k + P_{kt} - \rho \epsilon \quad (2.71)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{p}\epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{p}\hat{u}_i\epsilon) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \frac{\epsilon}{k} (C_{\epsilon 1} (P_k + P_{\epsilon t}) - C_{\epsilon 2} \rho \epsilon) \quad (2.72)$$

Na qual:

$$\sigma_\epsilon = 1.3$$

$$\sigma_k = 1.0$$

são os números de Prandtl turbulentos, e

$$\sigma_{\epsilon 1} = 1.44$$

$$\sigma_{\epsilon 2} = 1.92$$

$P_{\epsilon t}$ e P_{kt} representam a influência das forças de empuxo, e por último P_k é a produção de turbulência devido às forças viscosas. Algumas variações do modelo são dadas pelo programa, mostrados na tabela abaixo:

Tabela 1 – Variações do modelo k-épsilon.

Modelo	Características
K-Épsilon padrão	Apresenta duas equações de transporte para k e ϵ .
K-Épsilon de duas camadas.	Combina as duas abordagens do K-Épsilon e das Duas camadas.
K-Épsilon realizável	Possui uma nova equação de transporte para o ϵ
K-Épsilon realizável de duas camadas	Combina os dois modelos.
K-Épsilon padrão com baixo Re	Possui mais funções de amortecimento que o modelo padrão.
K-Épsilon de Abe-Kondoh-Nagano com baixo Re	Aplicável para sistemas com troca de calor compacta com fluxo complexo.
K-Épsilon de mistura elíptica	É um modelo melhorado para regiões próximas à parede em comparação com o modelo realizável.
V2F K-Épsilon de baixo Re	Captura as regiões de turbulência mais precisamente, crucial em trabalhos de troca de calor, atrito de pele e separação de fluxo.

K-ÔMEGA

São modelos que diferem do k-épsilon quanto à escolha da segunda variável de transporte turbulenta, a taxa de dissipação específica ω , definida pela Eq.2.73. Seu uso

para regiões mais próximas da camada limite é mais precisa que o modelo anterior, mesmo com gradiente adverso de pressão, porém para regiões mais distantes recomenda-se usar o K-Épsilon devido ao esforço computacional.

$$\omega = \frac{\epsilon}{k} \quad (2.73)$$

A taxa de dissipação específica é dada por:

$$\frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho\bar{u}_i\omega)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega\mu_t) \frac{\partial\omega}{\partial x_j} \right] + \rho\alpha S^2 - \rho\beta\omega^2 + (1 - F_1) 2\rho\sigma_d \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \quad (2.74)$$

Em que o último termo da equação acima é devido à difusão cruzada, que tem como principal função o aumento da produção de ω , e o consequente aumento de k . A função peso F_1 é definida como:

$$F_1 = \tanh\left(\arg_1^4\right) \quad (2.75)$$

Na qual

$$\arg_1 = \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta * \omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega} \right), \frac{4\rho\sigma_\omega 2k}{CD_{k\omega} y^2} \right] \quad (2.76)$$

Sendo y a distância para a região da parede mais próxima e $CD_{k\omega}$ é a parte positiva mais próxima do termo de difusão cruzada, definida por:

$$CD_{k\omega} = \max \left(2\rho\sigma_d \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-10} \right) \quad (2.77)$$

E os coeficientes de convergência e relações são dados por:

$$\alpha = \frac{13}{25}$$

$$\sigma_\omega = \frac{1}{2}$$

$$\beta = \beta_0 f_\beta$$

$$\beta_0 = \frac{9}{125}$$

$$f_\beta = \frac{1+70X_\omega}{1+80X_\omega}$$

$$X_\omega = \left| \frac{\Omega_{ij}\Omega_{jk}S_{ki}}{(\beta_0^*\omega)^2} \right|$$

$$\beta^* = \beta_0^* f_\beta^*$$

$$f_\beta^* = \begin{cases} 1 & k \leq 0 \\ \frac{1+680X_k^2}{1+400X_k^2} & k \geq 0 \end{cases}$$

$$X_k = \frac{1}{\omega^3} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}$$

Substituindo a Eq. 2.74 na equação da energia cinética turbulenta do modelo anterior, tem-se:

$$\frac{\partial}{\partial t} (p\bar{k}) + \frac{\partial}{\partial x_j} (p\bar{u}k_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \tilde{p} - \rho \beta * k\omega \quad (2.78)$$

Existem três versões do modelo K-Ômega no STAR-CCM+:

K-ômega Padrão

O modelo é largamente utilizado na indústria aeroespacial, na Formula 1 e nas indústrias de turbo maquinários. Tem um bom desempenho para escoamentos girantes; não requer funções de amortecimento; e tem bom desempenho para gradiente de pressão adverso. Como ponto negativo, é sensível às condições de contorno para a turbulência de entrada/meio livre e pode sobre dimensionar a separação.

K-Ômega Shear Stress Tensor (SST)

Este modelo resolve o grande problema de aplicar o modelo padrão para problemas práticos. Além disso, Menter, quem o formulou, introduziu uma modificação para a equação constitutiva linear, o transporte da tensão de cisalhamento (SST). É sensível ao refinamento de malha.

K-Ômega SST com separação de vórtices

Essa modificação aumenta a habilidade do modelo de distinguir as regiões de uso entre o RANS e o LES para o modelo DES, em que o refinamento poderia causar um comportamento ambíguo.

Os modelos de transporte de tensão de Reynolds (RST) são conhecidos também como modelos de convergência de segunda ordem, e resolvem as equações de transporte para cada componente do tensor tensão de Reynolds. São os mais complexos e computacionalmente caros oferecidos pelo software e são recomendados para simulações em que os vórtices são extremamente anisotrópicos como um fluxo giratório de separação de um ciclone.

2.9.1.3.2 LES

Diferentemente dos métodos RANS, estes modelos de turbulência aplicam uma técnica transiente em que grandes escalas de turbulência são resolvidas e movimentos de pequena escala são modelados. Uma justificativa para seu uso é que modelando menos turbulência e resolvendo para a maioria do escoamento, o erro nas suposições não

é tão consequente. Adicionalmente, os vórtices pequenos são considerados iguais e consequentemente levam a modelos mais simples e universais. O ponto negativo é o gasto computacional excessivo. Para esses tipos de modelos, necessita-se da convergência das equações filtradas de Navier-Stokes, modelando a escala da sub grade do Tensor tensão. Três modelos de sub grades estão disponíveis:

Smagorinsky

Este é o original e mais básico dos modelos LES. Ele tem o ponto fraco de necessitar de uma função de amortecimento para os escoamentos com paredes delimitadas e deve ser evitado para simulações de grandes escalas e geometrias complexas. Entretanto, é útil para simulações de referência.

Dynamic Smagorinsky

O modelo simula uma constante local variante no tempo que permite o correto resultado para os fluxos com paredes delimitados descartando a função de amortecimento.

WALE

O modelo WALE é o mais moderno que utiliza uma nova forma do tensor gradiente de velocidade em sua formulação. Não requer nenhuma forma de amortecimento perto das paredes e assim é mais adequado para simulações de grandes escalas com geometrias complexas.

Os modelos LES requerem tratamento para regiões perto das paredes pois não conseguem “esticar” uma malha única normal à essa região. Dois tipos de tratamentos estão disponíveis para estes casos: o tratamento de parede de baixo y^+ e o de total y^+ . A diferença entre os modelos está na suposição das camadas inferiores viscosas estarem resolvidas ou não. No tratamento total nenhuma suposição é feita e a tensão de cisalhamento nas paredes são resolvidas por uma mistura das leis que governam as paredes. O baixo y^+ é adequado somente para problemas de baixo número de Reynolds.

2.9.1.3.3 DES

Estes são modelos híbridos que combinam as características do método de RANS e do método de LES. O modelo de turbulência é configurado para que as regiões das camadas limite e de escoamentos não rotacionais sejam resolvidos usando a convergência de RANS. Entretanto, o modelo de turbulência é modificado para que caso a malha seja refinada o bastante, irá resolver uma simulação LES para regiões de separação do escoamento. Apesar de todo esse benefício, o modelo não é a resposta para todos os problemas de turbulência, pois a criação da sub grade é dependente do grau de proficiência do operador.

É possível escolher entre dois tipos de DES:

Spalart-Allmaras

O modelo de turbulência resolve uma única equação de transporte para a determinação da viscosidade turbulenta. O método é indicado para problemas com camadas limite associadas e fluxo com suave separação, assim como fluxos sobre asas. É um modelo com baixo número de Reynolds e assim é aplicado sem tratamento das paredes.

SST (Menter) K-Ômega;

Utiliza a mesma metodologia do modelo de com mesmo nome do k-ômega, porém com a aplicação DES. O modelo SST funde a formulação robusta e precisa do modelo k-ômega em regiões próximas à parede e a independência do modelo k-épsilon em regiões de livre corrente acima da camada limite.

2.9.1.4 Compressibilidade

Gás ideal

O modelo físico simulado pode ser categorizado quanto a compressibilidade. Um modelo de gás ideal desconsidera os efeitos de compressibilidade e usa a lei dos gases ideais para expressar a densidade em função da temperatura e pressão (CD-ADAPCO, 2015).

Gás real

Quando as propriedades dos gases não podem ser expressas pela lei dos gases ideais, o modelo de gás real é utilizado. Nesses modelos os efeitos de compressibilidade e outras características de fluidos reais são levados em conta.

Após o modelamento físico é necessário preparar o modelo para análise (*prepare the analysis*) no STAR-CCM+, em que é possível criar relatórios, telas e gráficos para analisar os resultados (*analyze the results*). A partir desse ponto é possível executar a simulação (*run the simulation*) e calcular as equações governantes de acordo com o critério de parada do operador.

O critério de parada é subjetivo e pode ser definido por julgamento quanto ao resíduo das iterações. É importante para tanto conhecer as limitações desse método. Algumas simulações podem requerer uma quantidade residual com valores bem pequenos quando a solução é convergida, enquanto outras dependem de outros fatores. Um número pequeno de iterações pode levar à uma falsa convergência, pois pequenos valores de resíduos podem não traduzir de maneira real o que realmente acontece com o escoamento nas áreas mais críticas. É importante definir um razoável número de iterações, entretanto, não se basear somente nesse critério para análise da convergência, uma vez que outras análises podem revelar uma convergência apropriada para o modelo estudado. Um exemplo é mostrado

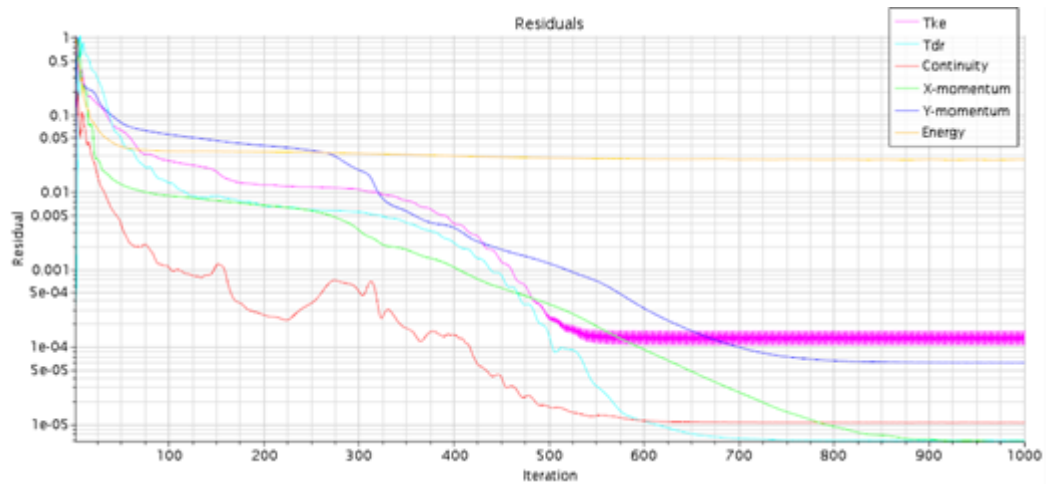


Figura 11 – Convergência de um modelo analisada por meio das curvas de resíduos.

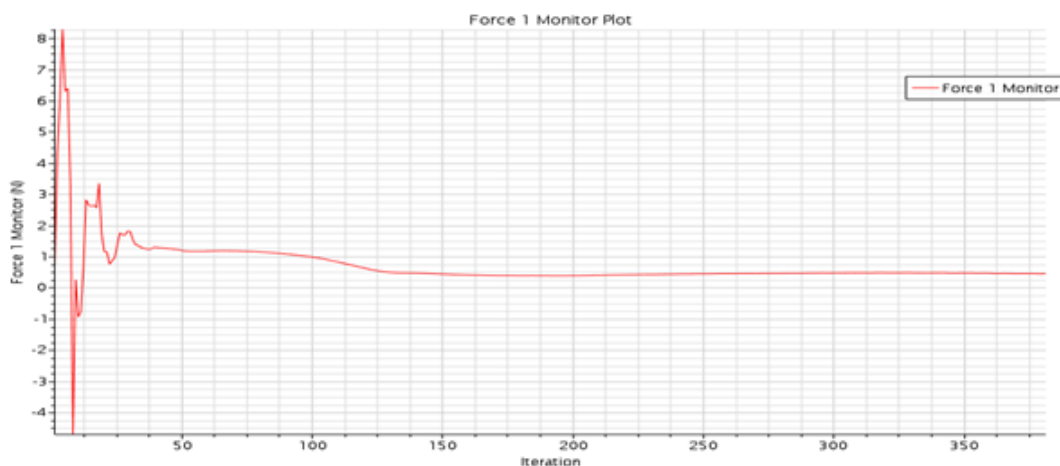


Figura 12 – Modelo de convergência por meio da força de sustentação ou arrasto para uma análise aerodinâmica.

na Fig. 11.

A Fig. 11 mostra as curvas de convergência das equações de Navier-Stokes. Apesar da ordem de convergência dos resíduos ser de cinco casas decimais, pode-se visualizar que as curvas parecem não estarem estáveis e, portanto, seria necessário calcular mais iterações.

Entretanto, ao se visualizar o gráfico referente à convergência dos valores de força de sustentação (curva vermelha) ou força de arrasto, pode-se verificar que os valores já estão estáveis e possuem pequenas alterações ao se aumentar as iterações.

2.9.2 Discretização do modelo

Após a determinação do modelo físico, é necessário escolher um método de discretização adequado, ou seja, um método de aproximação das equações diferenciais por um sistema algébrico de equações. O método usado no STARCCM+ é o método dos volumes

finitos (VF), no qual o domínio da solução é subdividido em um número finito de pequenos volumes de controle (VC), correspondendo a uma rede de células computacional (CD-ADAPCO, 2015).

De acordo com (FERZIGER; PERIC, 2002), o método VF usa a forma integral das equações de conservação tratadas anteriormente. Essas equações são aplicadas para cada VC e o centroide do VC é um nó computacional no qual as equações serão calculadas. Uma interpolação é usada para expressar os valores das variáveis na superfície do VC em termos dos valores dos nós. Integrais de superfície e volume são aproximadas usando um modelo de quadratura adequado. Como resultado, é obtido uma equação algébrica para cada VC.

A partir das equações de conservação de massa, energia e momento, é considerada uma equação de conservação geral para uma valor ϕ e assumido que o campo de velocidade e todas as propriedades do fluido são conhecidas. Assim, o método VF parte da seguinte equação:

$$\int_S \rho \phi \mathbf{v} \cdot \mathbf{n} dS = \int_S \Gamma \text{grad} \phi \cdot \mathbf{n} dS + \int_{\Omega} q_{\phi} d\Omega \quad (2.79)$$

Na qual Γ é a difusividade de ϕ , \mathbf{n} é um vetor de direção normal, q_{ϕ} é a fonte de ϕ , Ω é o VC, e S é a área do volume. A equação de conservação total pode ser obtida somando-se a Eq.2.79 para todos os VC.

A abordagem usual para a definição da malha é definir o VC por uma rede adequada e assim atribuir os nós computacionais ao centro desses VC, como mostrado na Fig. 13. Entretanto, em alguns casos são construídos os nós em primeiro lugar, e assim, os VC são dispostos em volta dos nós. A vantagem no primeiro caso é que o valor nodal representa a média em uma precisão maior (segunda ordem). No segundo, as aproximações no esquema de diferença central (*Central difference scheme*, ou CDS) das derivadas nas faces do volume de controle são mais precisas quando a face está localizada entre os nós.

2.9.2.1 Aproximações de integrais de superfície

O fluxo resultante que passa pelas faces do VC é a soma das integrais sobre as quatro bordas (no caso 2D) ou seis faces (no caso 3D) do VC. Desta forma:

$$\int_S f dS = \sum_k \int_{S_k} f dS \quad (2.80)$$

De forma que f representa o termo convectivo $f^c = \rho \phi \cdot \mathbf{n}$ ou vetor de fluxo difusivo $f^d = \Gamma \text{grad} \phi \cdot \mathbf{n}$ na direção normal à face do VC. Para calcular a integral da Eq.2.80, seria necessário conhecer o valor do integrando em todo lugar na face calculada. Entretanto, só

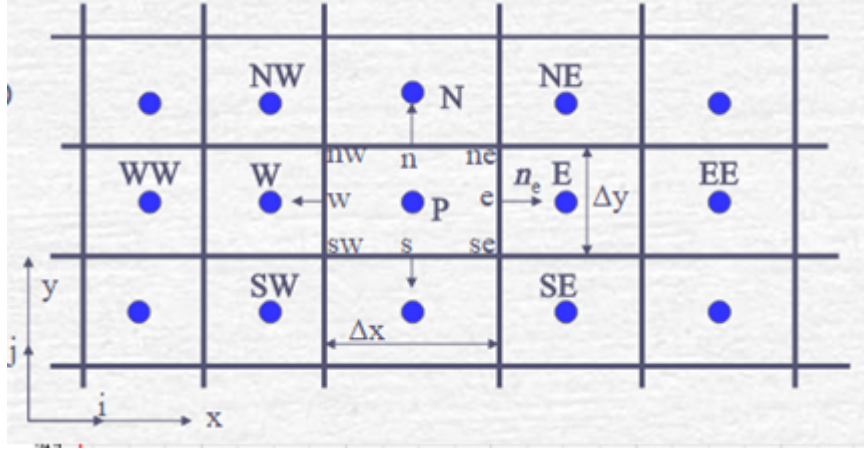


Figura 13 – Típico volume de controle para o caso 2D no Método de Volumes Finitos (FERZIGER; PERIC, 2002)

é conhecido o valor central localizado no centroide. A partir de uma aproximação, esses valores podem ser encontrados e um resultado mais satisfatório pode ser feito usando dois níveis de aproximação:

A integral é aproximada em termos dos valores da variável em um ou mais locais na face da célula;

Os valores da face da célula são aproximados em termos dos valores dos nós (centro do VC).

A aproximação mais simples é feita pelo produto do integrando e da área da face do VC mostrado na Fig. 13:

$$F_e = \int_{S_e} f dS = \tilde{f}_e S_e \approx f_e S_e \quad (2.81)$$

Na qual e é a borda da face do VC e qualquer outra face pode ser encontrada pela substituição dos índices (n,w ou s na Fig.12. Outros métodos de aproximação podem ser usados como a regra do trapézio, ou a regra de Simpson. Quanto maior for a ordem das funções, maior é o nível de precisão da aproximação.

2.9.2.2 Aproximações de integral de volume

Nas Equações de transporte, alguns termos requerem a integração sobre um volume de controle. Desta forma, a aproximação da Eq.2.79 pode ser feita por:

$$Q_P = \int \Omega q d\Omega = \tilde{q} \Delta\Omega \approx q_p \Delta\Omega \quad (2.82)$$

Na qual q_p representa o valor de q no centro do VC. Uma aproximação de maior ordem requer que os valores de q sejam calculados em mais locais no VC. Uma aproxi-

mação de quarta ordem para o caso bidimensional se torna uma integral de área e pode ser obtida por:

$$q(x, y) = a_0 + a_1 + a_2y + a_3y^2 + a_4y^2 + a_5xy + a_6x^2y + a_7xy^2 + a_8x^2y^2 \quad (2.83)$$

No qual os 9 coeficientes a_0 até a_8 são obtidos ajustando a função da Eq. 2.82 para os valores de q nos nove locais dentro do VC (nw,w,sw,n,P,s,ne,e,se), como visto na Fig. 13. Assim, a integral na Eq. 2.82 fornece:

$$Q_P = \int_{\Omega} q d\Omega \approx \Delta x \Delta y \left[a_0 + \frac{a_3}{12} (\Delta y)^2 + \frac{a_4}{12} (\Delta y)^2 + \frac{a_8}{144} (\Delta x)^2 (\Delta y)^2 \right] \quad (2.84)$$

De forma que somente quatro coeficientes são necessários, porém eles dependem dos valores de q nos outros nove locais citados na Eq. 2.83. E assim, em uma rede uniforme:

$$Q_P = \frac{\Delta x \Delta y}{36} (16q_P + 4q_S + 4q_n + 4q_w + 4q_e + q_{se} + q_{sw} + q_{ne} + q_{nw}) \quad (2.85)$$

Como somente o valor em P é conhecido, interpolações de no mínimo quarta ordem são usadas para a determinação do q nas outras posições. Assim como a aproximação feita para o caso bidimensional, a aproximação de quarta ordem pode ser usada para a aproximação tridimensional.

2.9.2.3 Práticas de interpolação

As aproximações das integrais requerem os valores das variáveis nas posições diferentes dos nós. O integrando definido anteriormente por f é um produto de diversas variáveis tanto no caso difusivo f^d como no caso convectivo f^c . Para calcular os fluxos difusivos e convectivos, o valor de ϕ e seu gradiente são necessários; e precisam ser expressos em termos dos valores nodais por uma interpolação.

Interpolação de primeira ordem

Um exemplo de interpolação de primeira ordem é a UDS (*upwind difference scheme*), na qual ϕ_e é aproximado por:

$$\phi_e = \begin{cases} \phi_P & \text{se } (\mathbf{v} \cdot \mathbf{n})_e > 0 \\ \phi_E & \text{se } (\mathbf{v} \cdot \mathbf{n})_e < 0 \end{cases} \quad (2.86)$$

A precisão de primeira ordem da Eq. 2.79 pode ser mostrada pela Expansão da Série de Taylor sobre P e não produz soluções oscilatórias.

Interpolação de segunda ordem.

Outra aproximação direta com a de primeira ordem é a CDS (*Central difference scheme*) na qual o valor no centro do VC é interpolado entre os dois nós mais próximos. Na posição “e” em uma rede cartesiada, temos:

$$\phi_e = \phi_E \lambda_e + \phi_P (1 - \lambda_e) \quad (2.87)$$

No qual o fator de interpolação λ_e é dado por:

$$\lambda_e = \frac{x_e - x_P}{x_E - x_P} \quad (2.88)$$

A Eq. 2.87 tem a precisão de segunda ordem e pode ser mostrada usando a Expansão da Série de Taylor de ϕ_e em volta do ponto x_P . Como todas as aproximações de segunda ordem, esse esquema pode produzir soluções oscilatórias.

Interpolação de quarta ordem

Um exemplo de interpolação de quarta ordem é a QUICK (*Quadratic Upwind Interpolation for Convective Kinematics*). Ao invés de aproximar a variável entre P e E por uma linha reta, como no método de segunda ordem, este esquema usa uma parábola. Para a construção da parábola é necessário o uso de um termo a mais, usado no lado contrário do escoamento. Assim:

$$\phi_e = \phi_U + g_1 (\phi_D - \phi_U) + g_2 (\phi_U - \phi_{UU}) \quad (2.89)$$

No qual D, U e UU representam o termo a jusante (*downstream*), o primeiro termo a montante (*upstream*) e o segundo termo a montante, respectivamente (Por exemplo, E, P e W na Fig. 13). Os coeficientes g_1 e g_2 podem ser expressos em termos das coordenadas nodais:

$$g_1 = \frac{(x_e - x_U)(x_e - x_{UU})}{(x_D - x_U)(x_D - x_{UU})}; g_2 = \frac{(x_e - x_U)(x_D - x_e)}{(x_D - x_U)(x_D - x_{UU})} \quad (2.90)$$

2.10 AEROFÓLIO TRASEIRO

Na Fórmula 1, a constante busca por maiores velocidades levam os engenheiros a extrair o máximo do piloto e do carro. Entretanto, como já foi dito na introdução, os carros de F1 não são desenvolvidos para altas velocidades nas retas, mas quase todo otimizado para atingir altas velocidades nas curvas. Neste caso, a maior parte da aderência necessária nos pneus é gerada por forças aerodinâmicas. Quando o carro não está em uma curva, no entanto, o uso dos aparatos aerodinâmicos como a asa traseira é uma desvantagem por

aumentar o arrasto aerodinâmico causando uma resistência ao movimento. (THUWIS et al., 2009).

Esse problema é parcialmente resolvido com o uso do DRS (*Drag Reduction System*) ou sistema de redução de arrasto, um sistema mecânico que muda o ângulo de ataque do flape do carro diminuindo o downforce e consequentemente o arrasto. Na Fig. 14 pode-se notar o perfil principal e o flape em uma posição com menor arrasto possível (comumente conhecida como "asa aberta").



Figura 14 – Componentes de um sistema de asa traseiro de um veículo de Fórmula 1 (FORMULA 1, 2015)

O aerofólio traseiro de um veículo de competição possui diferentes parâmetros de projeto, dentre eles o perfil principal e sua aba ou flape, a geometria da asa traseira (Ângulo de ataque, gap, overlaps, etc.), os *end plates* (placas localizadas nas extremidades das asas com funções aerodinâmicas) e a *beam wing* (pequena asa localizada abaixo do aerofólio traseiro com função aerodinâmica para o carro).

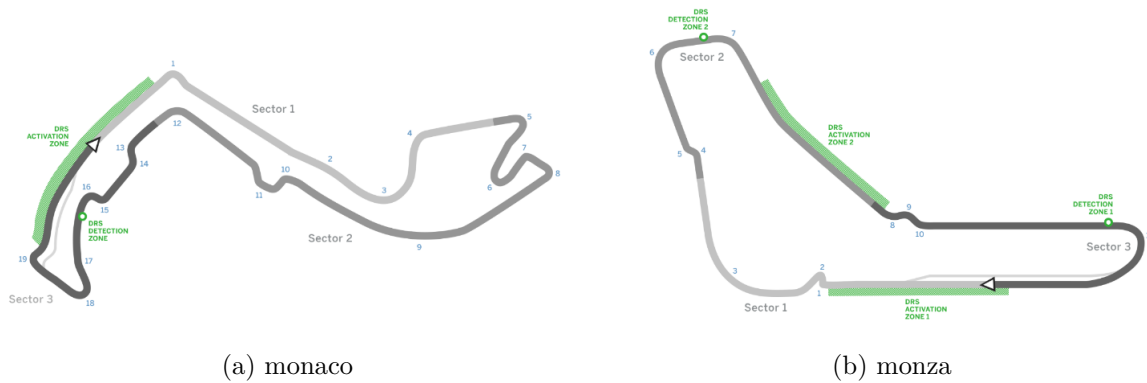
A asa traseira formada pelo perfil principal + flape é conhecida como asa com multielementos ou multifoil. Os parâmetros que mais influenciam as forças aerodinâmicas são fornecidos por este tipo de aerofólio. O perfil principal e o flape devem ser projetados em conjunto, uma vez que um depende do outro. A posição em que o flape se localiza em relação ao perfil principal é definido pelo *gap* e *overlap*, e ambos podem ser visualizados na Fig. 15.



Figura 15 – *Gap* e *overlap* mostrados em uma asa traseira com multi elementos.

O *gap* é a distância mínima entre a asa principal e o flape. Caso os dois perfis forem bem projetadas para se obter o máximo de eficiência no aerofólio, ele será definido como a distância entre o bordo de fuga do perfil principal e a parte inferior do flape. No caso do *overlap*, a dimensão mais eficiente se localiza entre o bordo de ataque do flape e o bordo de fuga da asa principal no plano horizontal.

No automobilismo, o aerofólio trasiero é dimensionado de acordo com o circuito. Na Fórmula 1 por exemplo, existem circuitos de baixo (Monza) , médio-baixo (Turquia e Bélgica), médio, médio-alto (Silverstone) e alto (Mônaco, Budapeste e Singapura) *downforce* ([AIGUABELLA MACAU, 2011](#)). O que caracteriza cada um dos circuitos citados é a quantidade e a velocidade com que as curvas são feitas. Circuitos como o de Mônaco necessitam de asas dimensionadas com um perfil bastante agressivo, ou seja, com um perfil que usufrua ao máximo da sustentação negativa, deixando o arrasto para segundo plano. Entretanto mais da metade dos traçados são de médio *downforce* e portanto, a asa traseira é projetada para este tipo de circuito e os ajustes para as demais pistas são feitas em cima desse projeto inicial. A Fig.16 ilustra as extremidades de uma corrida com alto *downforce* e outra com baixo *downforce*.



(a) monaco

(b) monza

Figura 16 – Circuitos de alto e baixo *downforce* na Fórmula 1. (FORMULA 1, 2015).

No projeto de Fórmula SAE (ou Formula Student) a preocupação está com o ganho de sustentação negativa, uma vez que o circuito é feito com quase nenhuma reta, e sim por meio de cones como mostrado na Fig. 17.



Figura 17 – Circuito da prova de enduro do Campeonato brasileiro de Fórmula SAE 2015

3 METODOLOGIA

Neste trabalho é desenvolvida uma metodologia numérica para o projeto de um aerofólio para uma equipe de Fórmula SAE. As simulações são feitas através de um programa de CFD, desenvolvidas para um escoamento turbulento. Três etapas são consideradas para o desenvolvimento dessa metodologia: o primeiro caso é a criação da malha, no qual seu grau de refinamento e a camada limite são estudados avaliando o custo computacional e a qualidade dos resultados. A metodologia numérica é validada por uma comparação com os resultados experimentais disponíveis na literatura. Na segunda etapa, são feitos estudos comparativos entre os modelos de turbulência disponíveis no programa de CFD para a aproximação por RANS. A escolha do modelo de turbulência é baseada no custo computacional alinhado à qualidade dos resultados. Por último, o aerofólio em escala real será analisado sob diferentes ângulos de ataque no estudo do estol na superfície. Os estudos são feitos em simulações 2D, quasi-2D e 3D.

Foram utilizados dois equipamentos computacionais para este trabalho com as seguintes configurações:

Tabela 2 – Configurações computacionais dos equipamentos utilizados.

	Equipamento 1	Equipamento 2
Processador	Intel ® Core TM i7-4500U CPU @1.8GHz 2.4GHz	Intel ® Xeon ® CPU E5620 @2.4 GHz 2.4 GHz (2 processadores
Memória (RAM)	12 GB DDR3	26 GB
Tipo do Sistema	Windows 8 64 Bits	Windows 7 64 Bits.
Placa de Vídeo	NVIDIA ® GeForce ® GT 720M com 2GB VRAM dedicada	NVIDIA GeForce GTX 295

As Malhas 1 e 2 foram geradas pelo equipamento 1 devido ao menor custo computacional, enquanto que para a Malha 3, o Equipamento 2 foi utilizado. Como uma estimativa do custo computacional, o tempo gasto para o Equipamento 2 gerar a malha 1 para o modelo tridimensional em escala real (com 850 mm de espessura) foi de 2.000 segundos, obtendo 9.400.000 elementos. A Tab.4 mostra a quantidade de elementos para cada malha.

Os pontos da geometria da asa utilizada foram obtidos por meio do ([AIRFOIL-TOOLS](#), 2015). Essa ferramenta importa os valores da geometria do perfil definido por ([SELIG; GUGLIELMO](#)., 1997), disponível no endereço virtual da Universidade de Illinois, EUA. O perfil Selig s1223, também é testado em túnel de vento por ([WILLIAMSON et al.](#), 2012), e utilizado neste trabalho para as validações numéricas. A importação da curva é feita para o software por meio de um arquivo CSV (*Comma Separated Values*).

No trabalho desenvolvido por (WILLIAMSON et al., 2012), foram utilizados dois números de Reynolds: 200.000 e 250.000. Para a primeira parte deste estudo, as análises são feitas para estes valores de Reynolds e observado os parâmetros utilizados no teste de túnel de vento desenvolvido por (WILLIAMSON et al., 2012) e (SELIG; GUGLIELMO., 1997). Tendo em vista os valores da corda utilizada de 300 mm e da envergadura de 850 mm, além da densidade do ar de $1,18415 \text{ kg/m}^3$, pode-se encontrar os valores de velocidade pela Equação de Reynolds. É importante que estes valores estejam próximos dos valores do problema estudado (a velocidade média dos veículos da fórmula SAE nas provas de enduro, *skid pad* ou *atocross* de 12,5 m/s (EQUIPE ÍCARUS, 2015)):

$$Re = \frac{1,18415 \cdot V \cdot 0,300}{1,86e - 5} = 200.000 \rightarrow V = 10,45 \text{ m/s} \quad (3.1)$$

$$Re = \frac{1,18415 \cdot V \cdot 0,300}{1,86e - 5} = 250.000 \rightarrow V = 13,06 \text{ m/s} \quad (3.2)$$

Como condição de contorno, tem-se a condição de entrada (*inlet*) o valor da velocidade para as regiões da frente e acima do aerofólio; na condição de saída (*Outlet*) foi definido uma distribuição de pressão para as regiões abaixo e posterior; e uma região de simetria (*symmetry plane*) para os lados da região de controle para o caso 2D e quasi-2D. Para o caso tridimensional, foi adotado uma condição de parede para os lados do volume de controle.

Na segunda parte deste trabalho, a metodologia desenvolvida é utilizada para comparar vários perfis de asas com os resultados fornecidos pela ferramenta Xfoil através do (AIRFOILTOOLS, 2015). Os perfis escolhidos foram baseados nos trabalhos de (ROSA; TOPOROSKI, 2006) e (PAKKAM, 2011) para perfis de alta sustentação e baixo número de Reynolds.

Primeiramente, foram simuladas as asas S1223, E423 e FX63-137 com uma corda de 400 mm e suas curva de sustentação foram comparadas com os valores obtidos por túnel de vento, objetivando uma validação para o novo valor de corda. Dada essa validação, outros diferentes perfis foram analisados do tipo Liebeck e Wortmann. Todos os perfis são comparados com os valores do Xfoil dados por (AIRFOILTOOLS, 2015). Os perfis foram simulados para Reynolds de 200.000 e 500.000. Para este valor de corda:

$$Re = \frac{1,18415 \cdot V \cdot 0,400}{1,86e - 5} = 200.000 \rightarrow V = 7,84 \text{ m/s} \quad (3.3)$$

$$Re = \frac{1,18415 \cdot V \cdot 0,400}{1,86e - 5} = 500.000 \rightarrow V = 19,60 \text{ m/s} \quad (3.4)$$

O cálculo do coeficiente de sustentação (C_L) é feito pela resultante das forças mostradas na Fig. 4, no capítulo 2. Com o auxílio da Eq.2.32 e Eq. 2.33, tem-se:

$$C_L = \frac{F_y \cdot \cos(\alpha) + F_x \cdot \sin(\alpha)}{0,5 \cdot \rho \cdot V_{inf}^2 \cdot A} \quad (3.5)$$

No qual α é o ângulo de ataque, V_∞ é a velocidade no meio, ρ é a densidade do fluido e A é a área molhada (neste caso a corda multiplicada pela arcada, ou *span*). Os resultados são apresentados em função do módulo da diferença em relação ao resultado experimental, chamado de erro dado por:

$$Erro(\%) = \sqrt{\left(\frac{C_l - C_{lexp}}{C_{lexp}} \times 100\right)^2} \quad (3.6)$$

No qual C_{lexp} é o valor de sustentação obtido no túnel de vento por (WILLIAMSON et al., 2012). Esse módulo é calculado pelo termo da raiz quadrada do termo ao quadrado. Para a segunda parte o C_{lexp} é dado pelos valores de coeficiente de sustentação do Xfoil.

Por fim, um caso de asa traseira com multi elementos é testada para a verificação da melhoria no desempenho em relação às asas com somente um perfil principal.

3.1 CRIAÇÃO DA MALHA

Uma das mais importantes áreas em CFD é a criação da malha. É necessário haver sempre um compromisso com o número de células e a qualidade da malha. Mais células fornecem uma qualidade melhor, mas a simulação será mais demorada. Menos células, no entanto, levará a resultados menos precisos do modelo real, mas serão mais rápidos, o que é uma das coisas essencial quando tratamos de corridas de alto desempenho.

A malha foi gerada a partir de uma opção automática do programa do tipo *trimmed* combinada com *prism layers* em regiões próximas à parede. (CD-ADAPCO, 2015) afirma que é um método robusto e eficiente para capturar alta qualidade na malha em problemas simples, como o escoamento de ar sobre um aerofólio. Além disso, de acordo com o trabalho de (AIGUABELLA MACAU, 2011), a malha do tipo *polyhedral* tem habilidade de lidar com problemas complexos e geometrias não precisas, porém a malha *trimmed* converge mais rápido.

Na primeira etapa no processo de criação da metodologia, três tipos de malha são considerados para os ângulos de ataque de 0, 5 e 10 graus: uma malha menos refinada, uma com refinamento médio e uma mais refinada. Os resultados do coeficiente de sustentação obtidos com essas malhas para diferentes ângulos de ataque são comparados com os valores experimentais.

A convergência das simulações é feita por meio de iterações numéricas, em que os gráficos de resolução das equações governantes são analisados, conforme tratado na seção. Nesta etapa, a malha é analisada para três ângulos de ataque, de modo que o objetivo é concentrado na região linear da curva de sustentação. Por fim, a espessura da camada limite é refinada para avaliação do ganho de qualidade nos resultados.

O volume de controle é definido por quantidades de corda do aerofólio como indicado no trabalho de (MAIA, 2014). Sendo L o valor de corda, a região de controle necessária para uma boa análise do escoamento sobre uma asa tem uma distância de $5L$ do bordo de ataque para a entrada do escoamento no volume de controle. E para as outras distâncias, da parede superior até a asa, da asa até a parede inferior e do bordo de fuga até a saída do escoamento são de $10L$. É importante que essa região não seja muito pequena de forma que a parcela de força aerodinâmica decorrente da viscosidade com a parede não influencie no escoamento e não seja grande o suficiente para aumentar o custo computacional. Esta região pode ser visualizada pela figura abaixo.



Figura 18 – Definição da região de controle

O processo de criação da malha foi feito a partir de uma malha grossa, e seus resultados de coeficiente de sustentação foram comparados com os valores experimentais. Gradativamente a malha foi sendo refinada até um ponto em que a qualidade dos resultados foi satisfatória tendo em vista o custo computacional (malha menos refinada). A partir desse ponto ainda foi atingido dois níveis de refinamento: um com médio refinamento e outro com mais refinamento do que o anterior. Essas três malhas foram usadas e comparadas no estudo da metodologia.

O processo de criação da malha é feito com três tipos de refinamento: baixo (Malha

1), médio (Malha 2) e alto (Malha 3). O perfil para análise dessas malhas foi testado em ângulos de 0, 5 e 10 graus. A Tab. 3 mostra as definições dos parâmetros usados em cada malha.

Tabela 3 – Parâmetros usados para refinamento da malha.

Parâmetros	Malha 1	Malha 2	Malha 3
Base size	100 mm	100 mm	100 mm
Target surface size	5%	2.5%	2.5%
Minimum surface size	1%	0.1%	0.01%
Number of prism layers	4	4	4
Prism layer stretching	1.3	1.3	1.3
Prism layer total thickness	5%	5%	5%
Volume growth rate	Fast	Medium	Slow
Maximum cell size	50mm	50mm	50mm

O parâmetro do base size é uma variável de controle, pois os outros parâmetros serão definidos por uma porcentagem deste. Neste experimento foi definido como 100 mm, uma vez que o tamanho estudado da corda do modelo é 300 mm.

Pela Tab. 3, pode-se notar que a Malha 3 é mais densa que a Malha 2, que por sua vez é mais densa que a Malha 1. Isto se deve à diminuição dos elementos que compõe a malha em 10 vezes de uma para outra, de acordo com o parâmetro minimum surface size.

O programa calcula os elementos até o tamanho do target surface size, porém não elimina zonas que necessitam de maior refinamento como o bordo de ataque mostrado na Fig.19. Nestes locais que necessitam de um maior grau de refinamento, os elementos inferiores ao valor do minimum surface size (menor valor de elemento) serão descartados.

O parâmetro number of prism layers indica a quantidade de camadas de elementos presentes na camada limite. Foi configurado a geração de 4 camadas de elementos. A espessura total dessas camadas é definida pelo parâmetro *prism layer total thickness* (valor da camada limite).

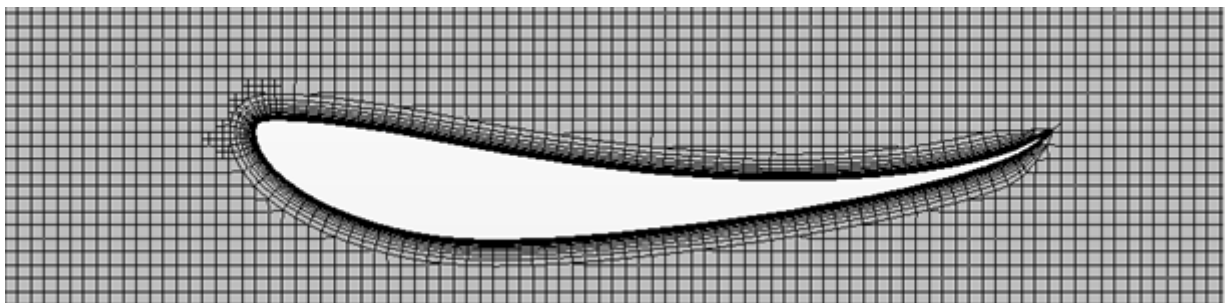


Figura 19 – simulação de camada limite calculada para 80 camadas de elementos.

A espessura de cada camada é determinada em função da camada anterior com

o parâmetro prism layer stretching. Neste problema, a camada de elementos da camada limite é definida como 1,3 vezes a camada anterior.

O parâmetro *volume growth rate* indica a velocidade de geração do tamanho da malha de uma camada para outra. Uma rápida taxa de crescimento, aumenta o tamanho da célula rapidamente. Já uma taxa menor, ou mais trabalhada, indica que a malha utiliza múltiplas camadas de célula fornecendo uma transição gradual. Esse parâmetro pode ser melhor entendido pela figura a seguir.

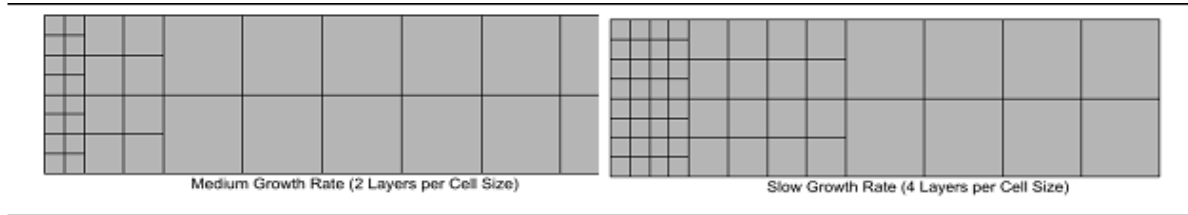


Figura 20 – Taxa de crescimento do elemento de malha.

3.2 ESTUDO DO MODELO DE TURBULÊNCIA

Nessa etapa o perfil é analisado para ângulos de ataque de 0, 5, 10, 12, 15 e 18 graus, nos modelos de turbulência k- ϵ , k- ω e Spalart-Allmaras. Os resultados do coeficiente de sustentação são comparados com os valores experimentais. É importante lembrar, que os valores experimentais dos trabalhos feitos por (WILLIAMSON et al., 2012) e (SELIG; GUGLIELMO., 1997) foram realizados em ambiente controlado com auxílio de um túnel de vento e por isso a confiabilidade nestes resultados.

A malha utilizada para cada ângulo de ataque é a mesma, mudando apenas as componentes x,y e z do escoamento para se obter determinado ângulo.

O modelo de turbulência é definido de acordo com o problema. Para as simulações envolvendo escoamentos sobre um aerofólio os modelos de RANS atendem de maneira satisfatória os requisitos do problema e fornecem valores precisos para a resolução das equações governantes (CD-ADAPCO, 2015).

Para o problema de escoamento sobre a asa do veículo da fórmula SAE, foi adotado um tempo de estado equilibrado (*Steady*) e como o fluido é o ar e os efeitos de compressibilidade são desprezíveis, as equações são resolvidas para o gás ideal, devido à essa solução possuir uma boa solução no que tange à determinação do coeficiente de sustentação. A solução por escoamento segregado usando a temperatura foi adotada por resolver de forma separada as equações do escoamento. Os modelos de turbulência adotados foram o k- ϵ realizável de duas camadas; o modelo k- ω SST (Menter); e o modelo Spalart-Allmaras padrão.

4 ANALISE DOS RESULTADOS

4.1 ESTUDO DE MALHA

As figuras abaixo mostram o grau de refinamento do elemento de malha para o ângulo de ataque de 0 graus. É importante salientar que para os outros ângulos de ataque, o refinamento será o mesmo, como por exemplo o grau de refinamento para o ângulo de 5 graus na Malha 1 será o mesmo que o ângulo de 0 graus para a Malha 1. Da mesma maneira, os refinamentos podem ser usados para modelos quasi-2D, pois as malhas bidimensionais são as mesmas das malhas com espessura de 20 mm. Isto se deve devido ao fato das malhas tridimensionais serem “convertidas” em bidimensionais para a análise do caso 2D.

A Fig.22 e 23 parecem ter grau de refinamento semelhante, pois de fato foram configuradas para um target surface size de 2.5 mm. Entretanto, a diferença entre elas está na parte em que necessitam de mais refinamento. Na primeira, será descartado elementos inferiores a 0.1 mm, enquanto que na segunda, o minimum surface size é de 0.01 mm. Pela Tab.3, é possível visualizar o tamanho das malhas.

Tabela 4 – Quantidades de elementos gerados pela criação das malhas.

	Malha 1	Malha 2	Malha 3
Células	2.183.143	9.849.521	9.850.255

Esta tabela indica a quantidade de elementos gerados pela malha. Quanto maior for o número de células, mais refinada será a malha.

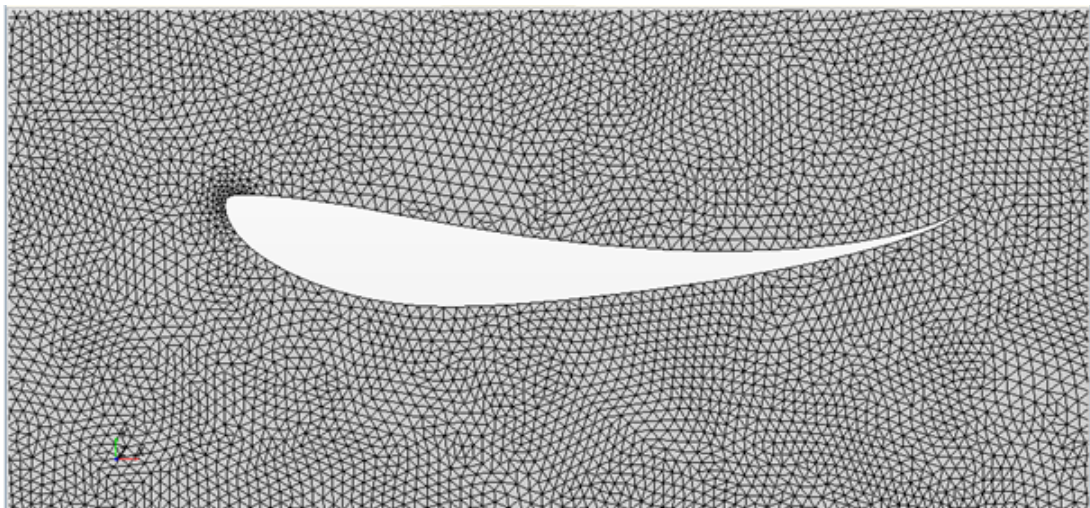


Figura 21 – Malha 1 para o ângulo de ataque 0.

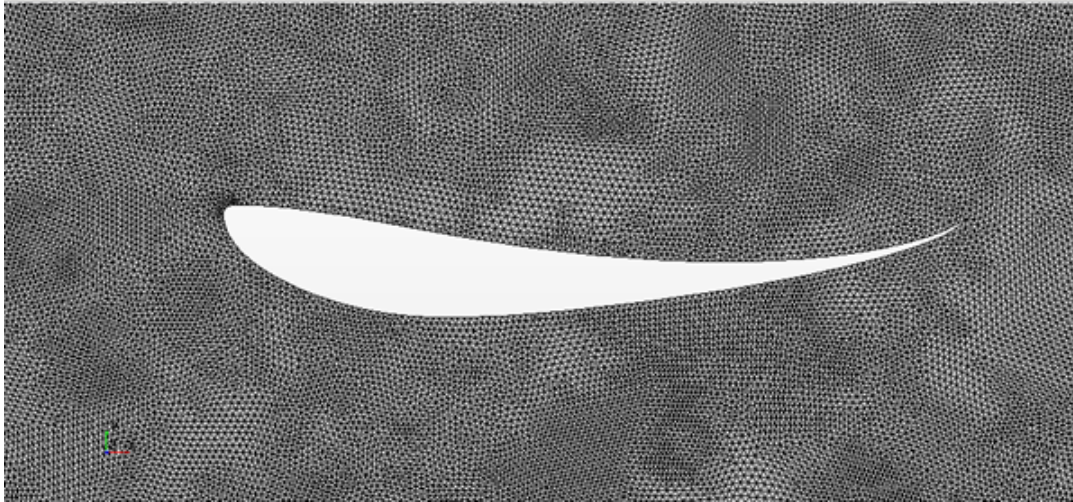


Figura 22 – Malha 2 para o ângulo de ataque 0.

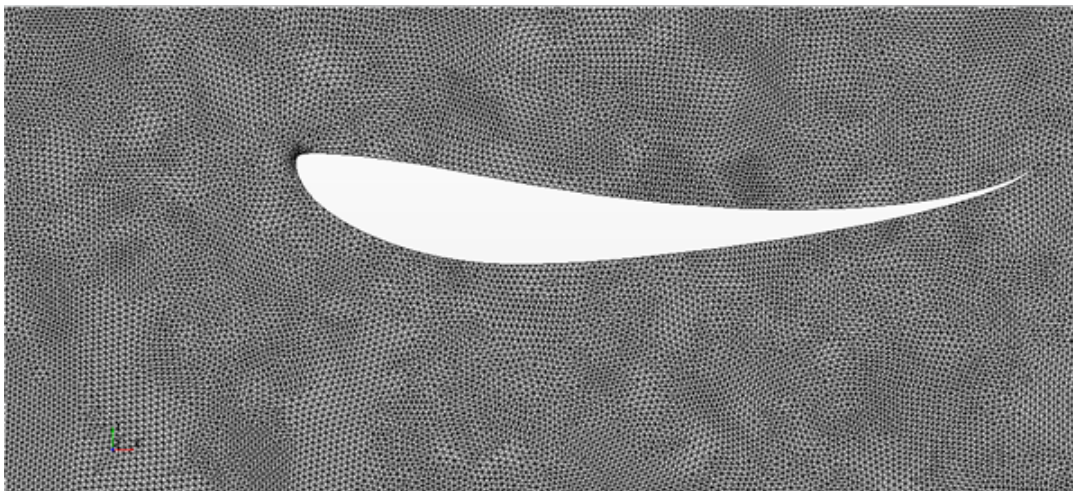


Figura 23 – Malha 3 para o ângulo de ataque 0.

Os resultados obtidos pela simulação do perfil com os três tipos de malha são comparados para um número de Reynolds de 200.000 e 250.000 pelas Tab. 4 e 5. Para uma melhor visualização os pontos são mostrados através das curvas de sustentação na Fig.24 e 25, respectivamente.

Tabela 5 – Resultados dos coeficientes de sustentação para cada malha e comparação com os valores dados por (WILLIAMSON et al., 2012) para um Reynolds de 200.000.

	CL Calculado			Experimental	Erro (%)		
AOA	Malha 1	Malha 2	Malha 3	Experimental	Malha 1	Malha 2	Malha 3
0	1,14	1,15	1,14	1,11	2,99	3,22	2,48
5	1,62	1,65	1,64	1,55	4,69	6,15	5,54
10	2,00	2,00	1,95	1,92	4,34	4,33	1,35

Tabela 6 – Resultados dos coeficientes de sustentação para cada malha e comparação com os valores dados por (WILLIAMSON et al., 2012) para um Reynolds de 250.000.

	CL Calculado			Experimental	Erro (%)		
AOA	Malha 1	Malha 2	Malha 3	Experimental	Malha 1	Malha 2	Malha 3
0	1,15	1,14	1,14	1,07	7,14	6,66	6,15
5	1,67	1,65	1,63	1,51	10,30	9,24	7,97
10	2,02	2,02	2,02	1,94	4,50	4,10	3,90

As Tab. 4 e 5 mostram que os resultados são bastante próximos quanto aos diferentes tipos de malha e em relação à curva experimental medida por (WILLIAMSON et al., 2012). O erro percentual apresentado na tabela indica a discrepância dos valores de sustentação obtidos em cada malha em relação aos valores experimentais obtidos em túnel de vento. Para justificar o uso de uma malha mais refinada espera-se que se obtenha uma diferença maior que 5% entre elas de acordo com as boas práticas em engenharia. Pelas tabelas é possível verificar que o uso das malhas mais refinadas não melhora a porcentagem de erro obtida, não justificando o uso destas malhas, e esse erro observado é devido a diferenças em relação a qualidade de modelagem física do problema, entre a simulação 2D e os valores experimentais. Pela Tab. 3, pode-se verificar que o custo computacional na Malha 1 é menor que nos outros casos, pois o número de elementos que a compõe é bem menor.

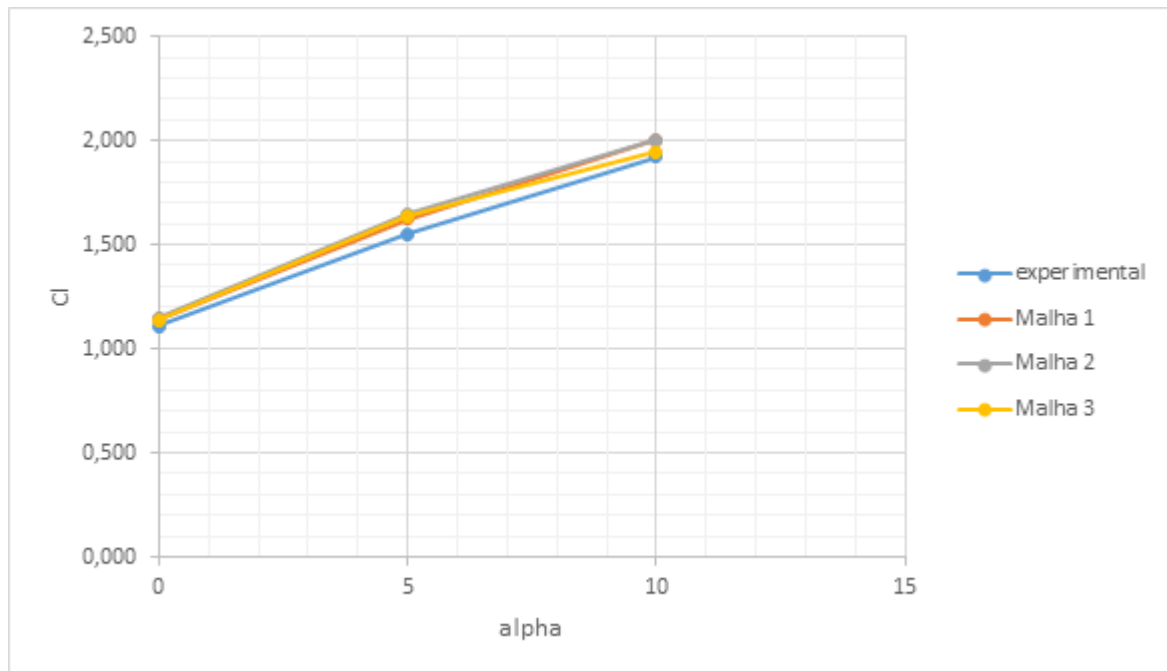


Figura 24 – Curva de comparação entre a sustentação em função do ângulo de ataque para um Reynolds de 200.000.

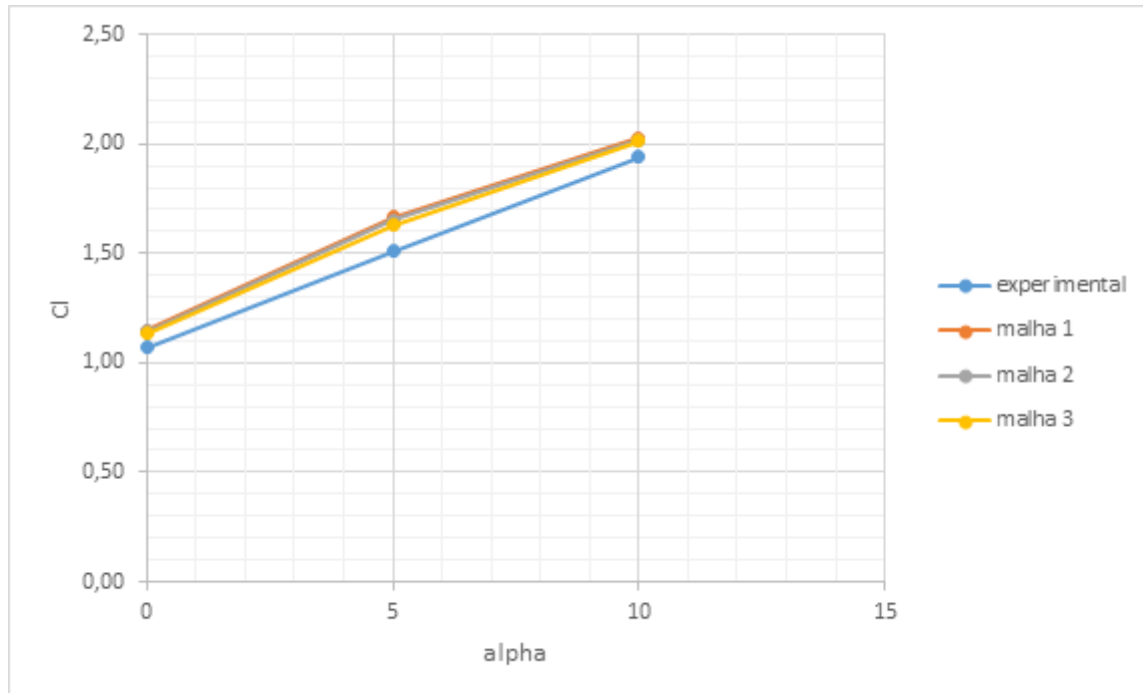


Figura 25 – Curva de comparação entre a sustentação em função do ângulo de ataque para um Reynolds de 250.000.

As Fig. 24 e 25 mostram a curva de sustentação das três malhas analisadas para a região linear. É importante que o aerofólio trabalhe dentro dessa faixa, de modo a evitar a perda de sustentação causada pelo Estol. A curva azul “experimental” é a curva de sustentação obtida pelo trabalho de (WILLIAMSON et al., 2012) para o perfil s1223 em três ângulos de ataque: 0, 5 e 10. Pelas Tab. 4 e 5, pode-se verificar que o escoamento no maior Reynolds possui erros maiores, o que pode estar relacionado ao maior nível de energia do escoamento e presença de estruturas inerentes ao escoamento tridimensional turbulento (como vórtices) que estão presentes no resultado experimental e que não são capturadas pela simulação 2D.

4.2 MODELO

No estudo dos modelos de turbulência, também foram adotados duas faixas de número de Reynolds, porém mais ângulos de ataque foram analisados, a fim de se conhecer o comportamento dos modelos de turbulência dentro de toda a faixa linear da curva de sustentação. O Spalart-Allmaras é um modelo de turbulência que utiliza uma equação, enquanto que os modelos k-épsilon e k-ômega fazem a utilização de duas equações para a descrição do escoamento do fluido.

Para o modelo de $Re=200.000$ foram obtidos os seguintes resultados:

Tabela 7 – Comparação dos resultados obtidos pelos diferentes modelos de turbulência para um Reynolds de 200.000.

	CL Calculado			Experimental	Erro (%)		
AOA	ke	kw	Spalart	Cl exp.	ke	kw	Spalart
0	1,17	1,06	1,13	1,11	5,41	4,50	1,80
5	1,62	1,53	1,64	1,55	4,52	1,29	5,81
10	1,96	1,77	1,98	1,92	2,08	7,81	3,13
12	2,04	1,79	2,06	2,03	0,49	11,82	1,48
15	2,01	1,70	1,68	2,20	8,64	22,73	23,64
18	2,00	2,14	2,17	2,10	4,76	1,90	3,33

Analizando a Tab. 7, pode-se perceber que para alguns valores, os resultados dos modelos de turbulência são maiores que 5%. Os modelos k-épsilon e Spalart-Allmaras possuem erros pequenos dentro da faixa linear até 15 graus. Conforme se aproxima da região de estol, os erros aumentam de forma significativa. Nessa faixa, os resultados destes dois modelos parecem necessitar de um refinamento maior. Isto pode ser devido às equações do escoamento do fluido e as equações governantes não convergirem totalmente.

Para o modelo de turbulência k-ômega, os erros percentuais maiores em relação aos outros modelos aparecem nos resultados a partir de ângulos de ataque de 12 graus. Para se ter uma ideia da qualidade dos modelos pode-se tirar uma média dos erros obtidos em cada modelo, descartando-se o valor acima de 15 graus (ou os valores fora da curva linear no gráfico que representam a região depois do estol).

$$\overline{Erro}(\%) = \frac{\sum_i^n Erro_i}{n} \quad (4.1)$$

No qual \overline{Erro} é a média dos erros em cada valor de inclinação i, na qual n é a quantidade total de inclinações. Desta forma:

$$k\text{-épsilon} = 4,23\%$$

$$k\text{-ômega} = 9,63\%$$

$$Spalart\text{-Allmaras} = 7,17\%$$

Conclui-se assim que os modelos k-épsilon e Spalart-Allmaras possuem melhores qualidades de resultados comparados com o modelo k-ômega. Entretanto, avaliando-se o custo computacional, o modelo Spalart-Allmaras é utilizado devido ao uso de uma discretização fazendo-se uso de somente uma equação para a resolução das equações que descrevam o escoamento do fluido.

A representação gráfica da Tab.6, pode ilustrar melhor a qualidade dos modelos k-épsilon e Spalart-Allmaras e a aproximação com a curva experimental calculada em

túnel de vento em alaranjado.

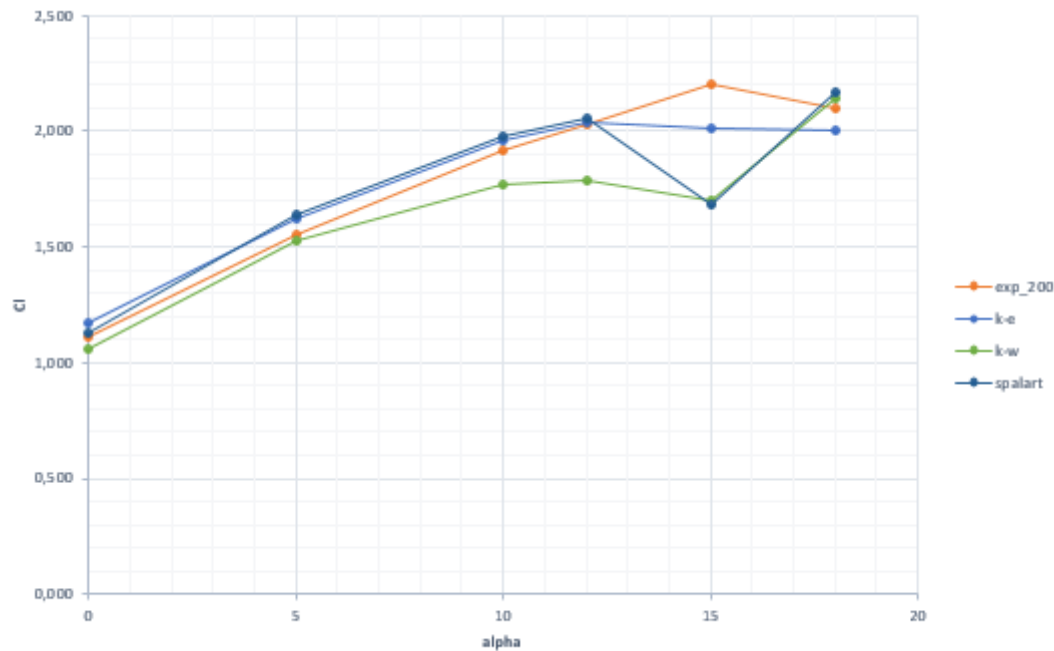


Figura 26 – Curva de sustentação para diferentes modelos de turbulência em um Reynolds de 200.000.

Uma análise das respostas dos modelos de turbulência para um Reynolds de 250.000 pode ser visualizada na Tab.8.

Tabela 8 – Comparação dos resultados obtidos pelos diferentes modelos de turbulência para um Reynolds de 250.000.

CL Calculado				Experimental	Erro (%)		
AOA	ke	kw	Spalart	Cl exp.	ke	kw	Spalart
0	1,15	1,08	1,16	1,07	7,48	0,93	8,41
5	1,64	1,55	1,68	1,51	8,61	2,65	11,26
10	1,99	1,79	2,05	1,94	2,58	7,73	5,67
12	2,08	1,87	2,10	2,08	0,00	10,10	0,96
15	2,07	1,76	1,65	2,24	7,59	21,43	26,34
18	1,66	1,85	1,91	2,10	20,95	11,90	9,05

Os erros para o caso com maior número de Reynolds foram maiores que o caso anterior. O modelo de turbulência k-épsilon e Spalart-Allmaras, a princípio, não mostram uma superioridade em relação ao modelo k-ômega. Pode-se analisar novamente a média dos erros para a região linear para se ter uma melhor visualização dos dados acima:

k-épsilon=5,25%

k-ômega=8,57%

Spalart-Allmaras=10,53%

E a representação gráfica da Tab. 8 pode ser mostrada na figura abaixo.

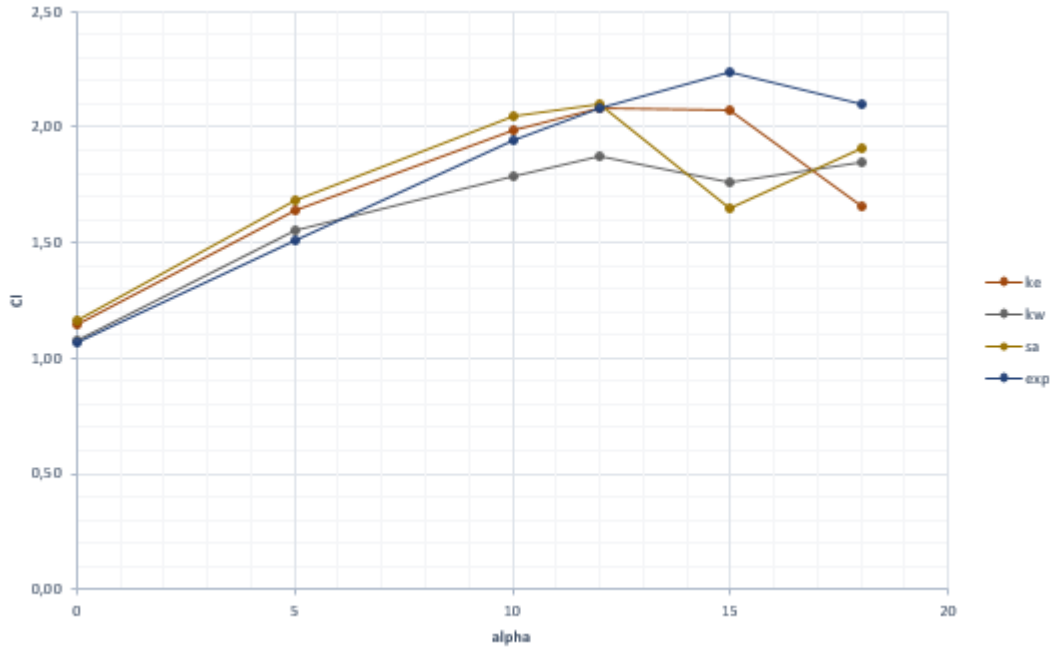


Figura 27 – Curva de sustentação para diferentes modelos de turbulência em um Reynolds de 250.000.

Apesar do que os erros calculados nos mostram, podemos perceber pela curva acima que o modelo k-epsilon responde melhor dentro da faixa linear. Entretanto, como o uso do modelo Spalart-Allmaras resulta num gasto computacional menor, este será estudado para o caso da camada limite, a fim de verificar a provável melhoria com o refinamento desta camada.

4.3 CAMADA LIMITE

A região adjacente à superfície, conhecida como camada limite, é importante para a descrição de escoamentos turbulentos devido ao fato de a turbulência começar quando o escoamento se descola nessa camada. A partir da Eq. 2.46, que trata da espessura da camada limite turbulenta para placas planas, a espessura da camada limite para o aerofólio pode ser aproximada. As equações a seguir mostram esse cálculo para os números de Reynolds de 200.000. O modelo Spalart-Allmaras foi usado nessa análise de camada limite.

$$\delta = \frac{0.3747L}{Re^{0.2}} = \frac{0.3747 * 0.3}{200.000^{0.2}} = 9.786mm \quad (4.2)$$

Para a criação da camada limite foram testadas configurações com 10, 20 e 30 camadas e analisado a melhor qualidade com o menor erro percentual. Para isso o parâmetro *Number of prism layers* foi alterado para a quantidade de camadas 10, 20 e 30, e

o *Prism layer total thickness*, ou seja, a espessura da camada limite foi configurada para 9,786 mm.

Tabela 9 – Parâmetros de refinamento para a camada limite no primeiro caso.

Parâmetros	Malha 1
Number of prism layers	10
Prism layer total thickness	9,786mm

Os resultados obtidos por este tipo de refinamento são mostrados na tabela abaixo e comparados com os valores experimentais e os valores sem o refinamento da camada limite.

Tabela 10 – Resultados dos valores de sustentação para o modelo Spalart com descrição da camada limite para 200.000 de número de Reynolds.

	CL Calculado				Experimental	Erro (%)			
AOA	10	20	30	0	Cl exp.	10	20	30	0
0	1,11	1,13	1,13	1,13	1,11	0,14	2,00	1,58	1,80
5	1,58	1,60	1,60	1,64	1,55	1,91	3,44	3,14	5,81
10	1,90	1,93	1,93	1,98	1,92	1,03	0,48	0,26	3,13
12	1,94	1,99	1,99	2,06	2,03	4,26	1,84	2,00	1,48
15	1,97	1,92	1,84	1,68	2,20	10,30	12,94	16,53	23,64
18	1,91	1,91	1,91	2,17	2,10	9,17	9,17	9,17	3,33
					Média	3,53	4,14	4,70	7,17

Os resultados acima comprovam a melhora nos resultados para o uso com camada limite. Pode-se verificar que para a faixa linear até 15 graus, os erros ficam abaixo de 5%. A solução com 10 camadas mostrou-se com uma melhor qualidade sobre os resultados de 20 e 30 camadas e ainda com erros menores do que se não fosse usada a camada limite.

Os resultados de sustentação por meio da aplicação de camada limite com 10 camadas se mostraram satisfatórios no que diz respeito ao erro envolvido sem aumentar de forma considerável o custo computacional. Desta forma, recomenda-se o uso da camada limite para este estudo.

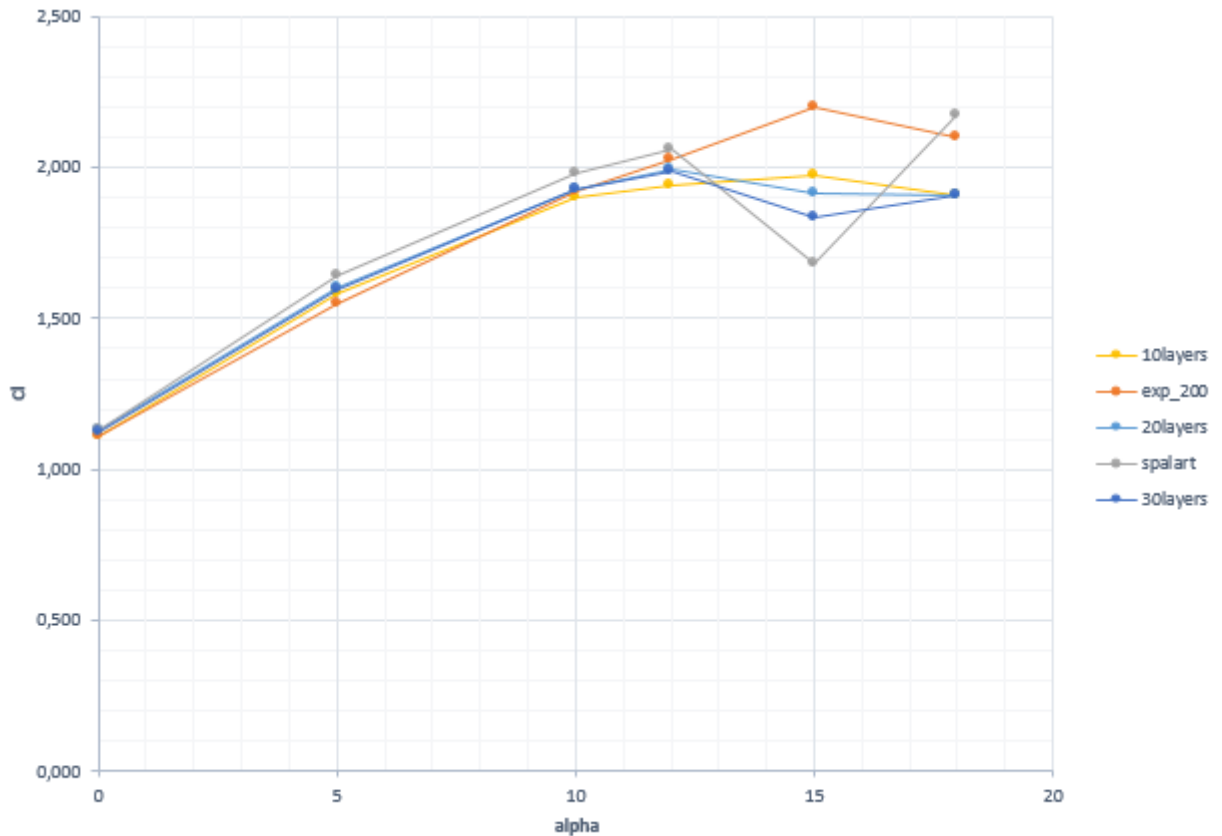


Figura 28 – Curva de sustentação para o modelo Spalart-Allmaras com e sem o uso da camada limite para um Reynolds de 200.000.

4.4 QUASI-2D

O objetivo de estudar um perfil infinitesimal da escala real é fazer a validação da simulação em 3D. Para a simulação desse sanduíche (modelo quasi-2D) é utilizado uma espessura tão pequena de tal forma que possa ser aproximada por uma superfície 2D. A espessura utilizada é de 20 mm e pode ser visualizada pela Fig.29. Num primeiro momento foi utilizado 5 mm, e depois 10 mm, porém com espessuras menores que 20 mm, algumas regiões do volume de controle (**inlet**, **outlet**, **symmetry** ou **wall**) não são reconhecidas.

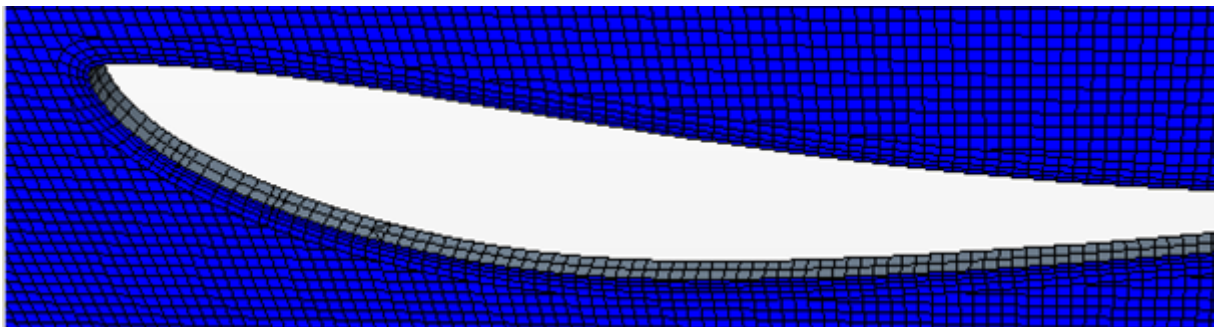


Figura 29 – Espessura do aerofólio para o caso quasi-2D.

Os resultados da curva de sustentação para o caso quasi-2D podem ser vistos pela

Tab. 11. O perfil 2D analisado é baseado no modelo de turbulência Spalart-Allmaras com a Malha 1, que foi a melhor configuração obtida pelos estudos anteriores. É possível visualizar pela tabela que os valores dos erros do perfil Quasi-2d são menores que 5% dentro da faixa linear, e, portanto, válidos de acordo com os critérios adotados.

Tabela 11 – Comparação dos valores de sustentação entre o perfil Quasi-2d e 2d.

CL Calculado			Experimental	Erro (%)	
AOA	Quasi-2d	2d	Experimental	Quasi-2	2d
0	1,12	1,11	1,11	1,02	0,14
5	1,61	1,58	1,55	3,65	1,91
10	1,93	1,90	1,92	0,71	1,03
12	2,05	1,94	2,03	0,99	4,26
15	2,14	1,97	2,20	2,65	10,29
18	0,55	1,91	2,10	73,65	9,17

A representação gráfica da tabela pode ser vista na figura abaixo. É possível verificar que os valores da curva Quasi-2d representam bem o comportamento do perfil no escoamento turbulento de Reynolds de 200.000 dentro da faixa linear.

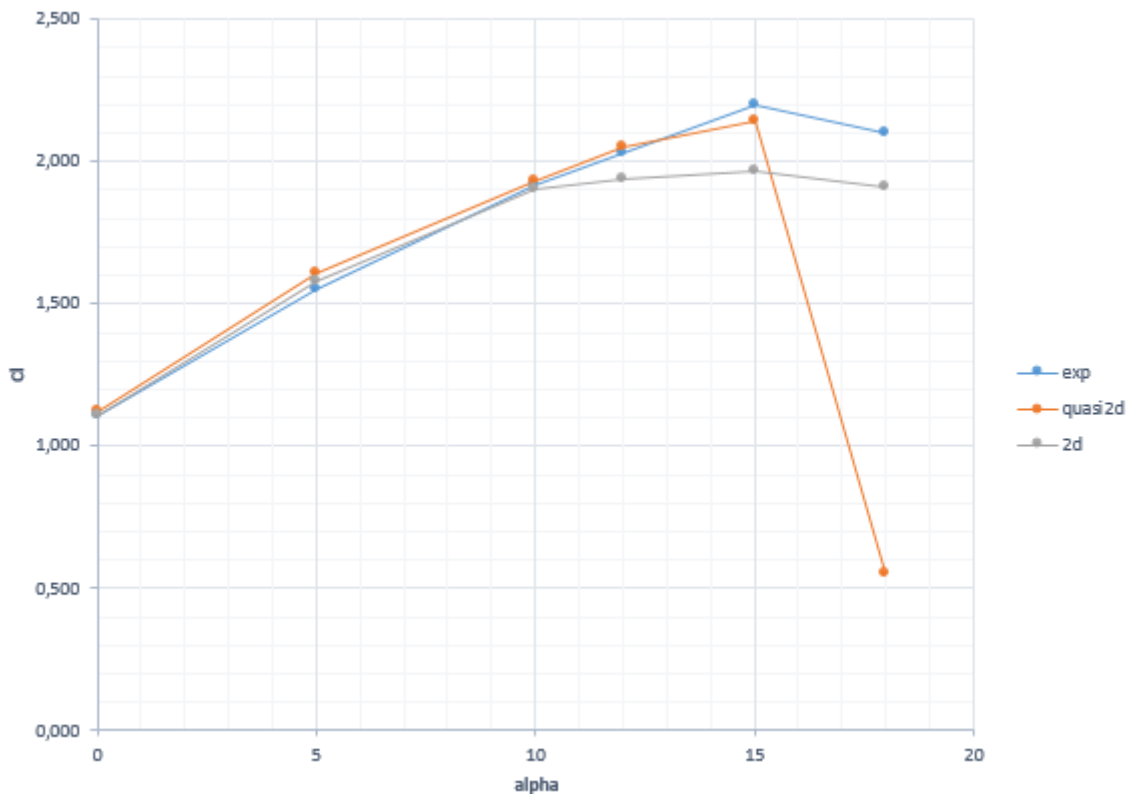


Figura 30 – Curva de sustentação do perfil quasi-2d comparada com o caso 2d e experimental.

O valor da curva quasi-2d (em laranja) tem um erro pequeno durante toda a faixa linear, destoando-se do caso experimental apenas na região após o estol em 18 graus, local

em que o escoamento ultrapassa a região de estol e contém gradiente de pressão adverso e outras estruturas como vórtex.

4.5 3D

A simulação 3D, mostrada na Fig. 31, representa o perfil real da asa sugerida por (SELIG; GUGLIELMO., 1997). Neste caso as condições de contorno nas superfícies laterais são definidas para um escoamento na parede (*wall*), da qual o escoamento é afetado pela sua viscosidade nas proximidades da parede.

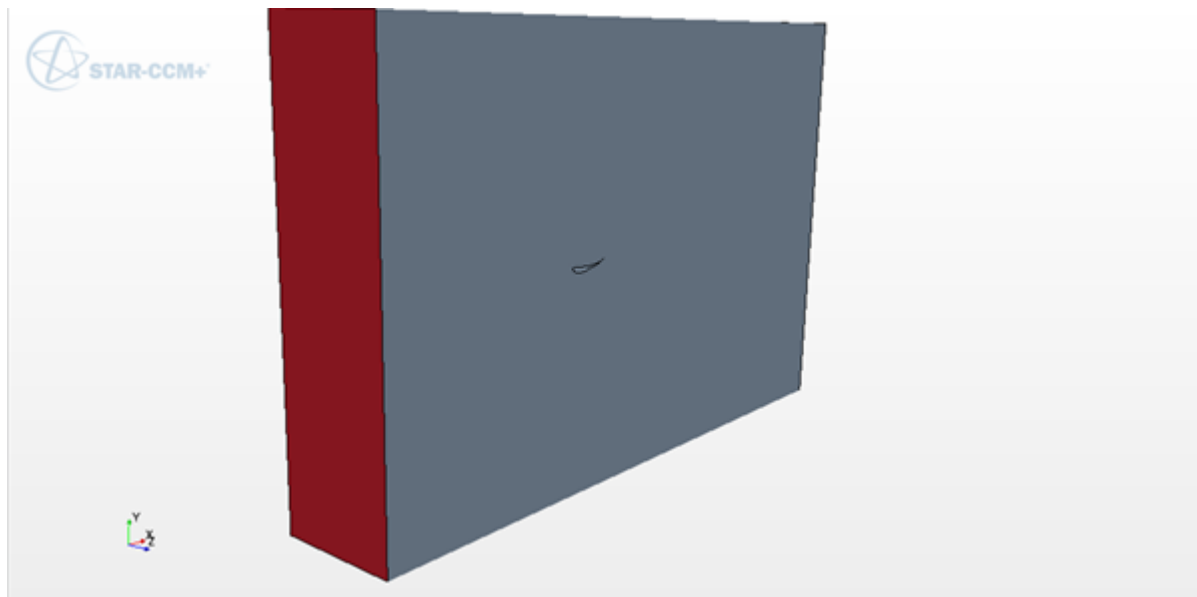


Figura 31 – Modelo construído para a simulação tridimensional no STARCCM+.

Os resultados do coeficiente de sustentação calculados são mostrados na Tab. 12 e comparados com os valores experimentais.

Tabela 12 – Resultados obtidos na simulação 3D.

	CL Calculado	Experimental	Erro (%)
AOA	3D	Experimental	3D
0	1,02	1,11	7,73
5	1,64	1,55	5,67
10	1,88	1,92	2,07

Uma melhor análise dos resultados pode ser feita observando-se a Fig. 32. Dentro da faixa linear calculada, o modelo mostrou-se adequado para fornecer uma aproximação do comportamento do escoamento. Isto pode ser visualizado pela proximidade das curvas na figura e pelos baixos valores de erros percentuais mostrados na Tab.12.

A separação da camada limite do aerofólio não pode ser observada e necessitaria de resultados para mais ângulos de ataque.

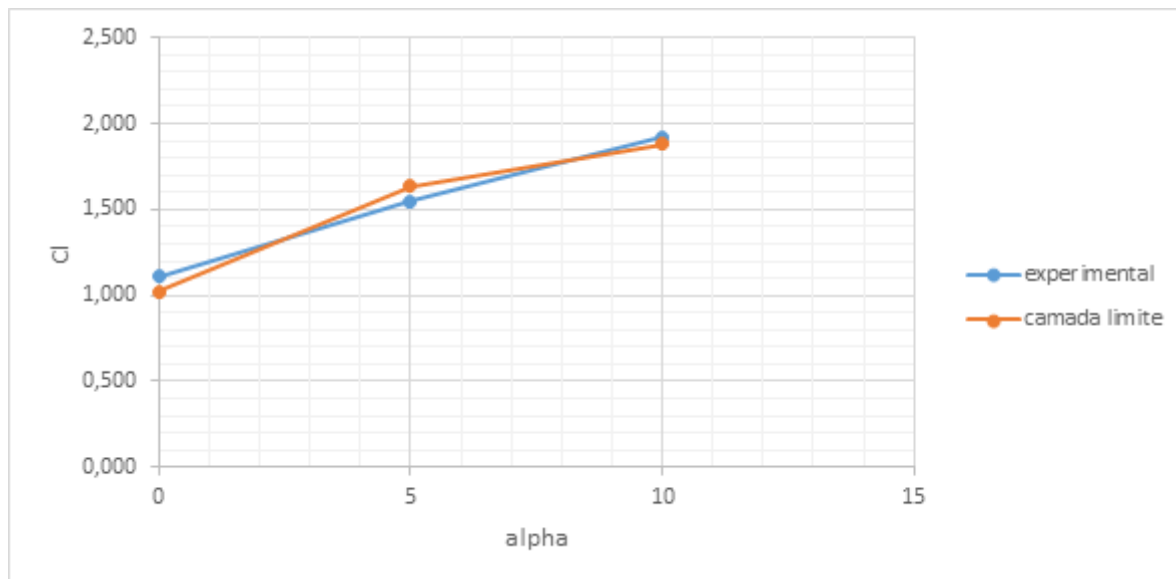


Figura 32 – Curva de sustentação para o caso 3D comparada com a curva experimental.

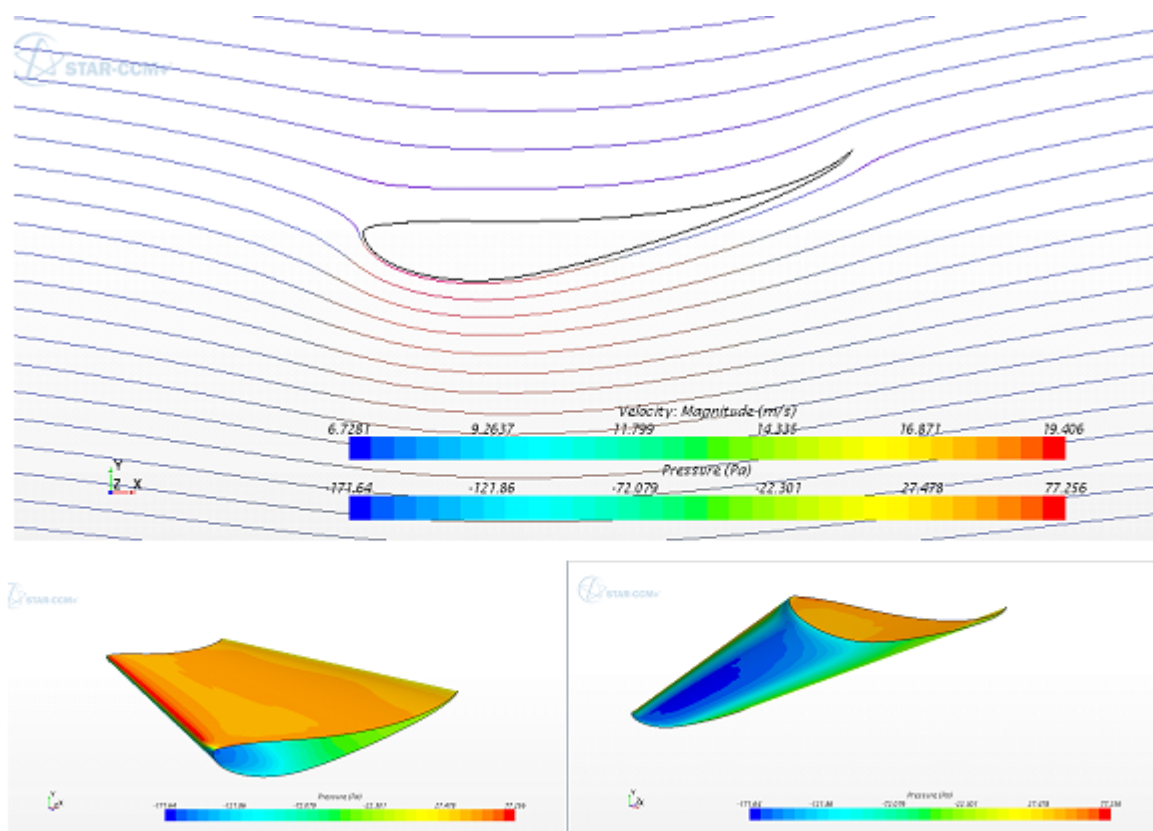


Figura 33 – Análise do escoamento sobre asa para o caso 3D.

A Fig. 33 representa uma parte da teoria que foi estudada com relação a escoamento turbulento sobre a superfície do aerofólio. Ela representa o caso 3D sob um ângulo de ataque de 10 graus. Na imagem superior da figura é possível notar que a velocidade do escoamento no extradorso é maior que no intradorso, devido à geometria do perfil, o que provoca uma zona de baixa pressão no extradorso e uma de alta pressão no intradorso, visualizada pela imagem direita e esquerda, respectivamente da Fig. 33. Essa alta pressão que “empurra” o perfil é um dos componentes causadores da sustentação negativa, ou downforce.

4.6 PROPOSTA METODOLÓGICA

A proposta metodológica deste trabalho segue os seguintes passos:

- Estudo da criação de uma malha capaz de capturar o comportamento do escoamento de um fluido de uma asa conhecida na literatura, com qualidade satisfatória alinhada ao menor custo computacional possível.
- O estudo de uma possível utilização da camada limite é realizado a fim de melhor descrever o descolamento de sua superfície até o estol.
- Subsequentemente, aplicação do modelo de turbulência e comparação com a curva de sustentação conhecida.
- Com a consolidação dos resultados de malha e modelos de turbulência, uma fatia em escala reduzida do aerofólio é simulada a fim de validar o caso 3D a partir dos resultados obtidos em 2D. Esta fatia, ou sanduíche, representa uma espessura tão pequena que seus resultados podem ser comparados com o caso bidimensional.
- Por último, o aerofólio é simulado em escala real e seus resultados comparados com o valor conhecido, a fim de validar o estudo. Nesta proposta, obtendo erros dentro de uma faixa aceitável como comparada neste trabalho, pode-se conseguir uma confiabilidade satisfatória para validação das simulações em CFD.

4.7 ANÁLISE DE PERFIS

Os perfis de aerofólios pesquisados foram do tipo Selig, Wortmann, Liebeck e Eppler e suas curvas de sustentação foram retiradas do (AIRFOILTOOLS, 2015). As simulações foram feitas para um Reynolds de 200.000 e 500.000, utilizando-se da metodologia desenvolvida anteriormente.

Os perfis simulados foram dimensionados seguindo às regras do regulamento da competição de Fórmula SAE e os objetivos da equipe. Desta forma, a asa traseira foi dimensionada como mostra a Fig. 34.

Os modelos simulados no programa Xfoil do (AIRFOILTOOLS, 2015) não levam em conta a parcela de sustentação causada pela tensão de cisalhamento da viscosidade entre o ar e a parede. Desta forma, para validar esses dados, as simulações dos perfis S1223, E423 e FX63-137 são comparadas com as experiências em túnel de vento destas asas realizadas por (SELIG; GUGLIELMO., 1997). O perfil Selig pode ser verificado Fig. 35.

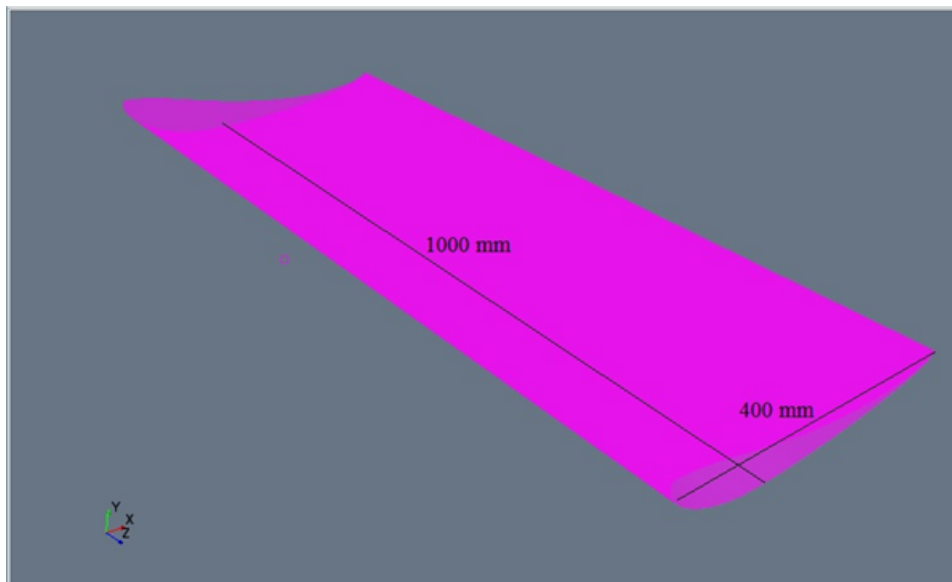


Figura 34 – Asa traseira dimensionada de acordo com o regulamento da competição e os requisitos da equipe.

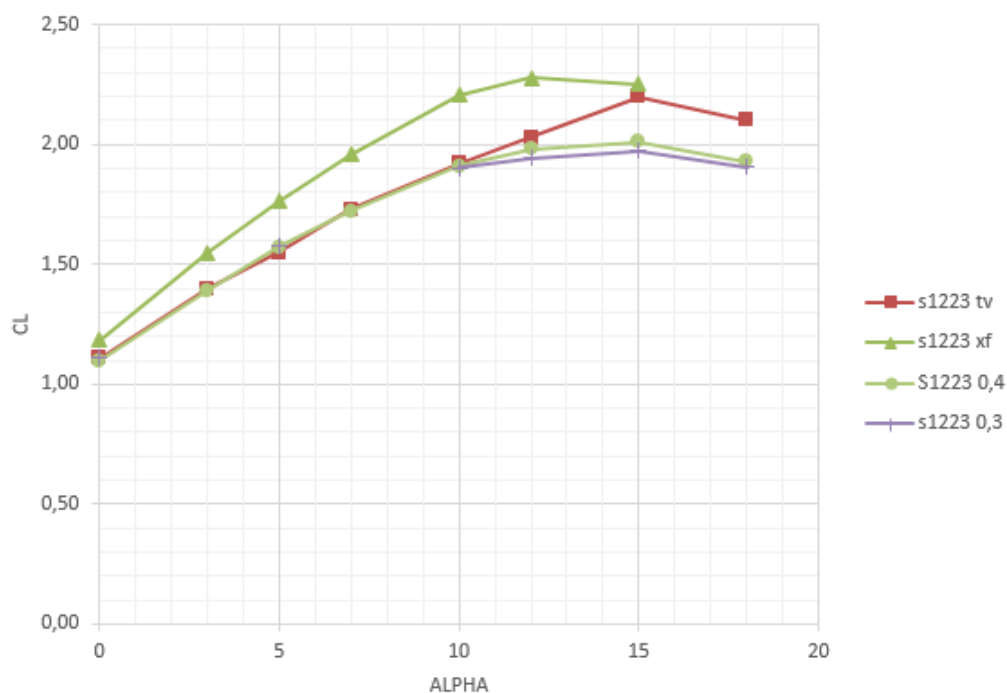


Figura 35 – Comparação das curvas de sustentação do aerofólio s1223-il para Reynolds de 200.000

Na Fig. 35, xf representa o perfil do xfoil, tv representa o perfil do túnel de vento, 0,3 representa o perfil simulado com 300 mm de corda na primeira parte deste trabalho, e 0,4 representa o perfil com 400 mm obedecendo as regras do regulamento e os requisitos da equipe. Pela curva acima, pode-se verificar que a curva do perfil no Xfoil está acima da curva do túnel de vento, e as curvas simuladas no programa possuem margens muito próximas da curva do túnel de vento para a faixa linear. Os dados das curvas acima podem ser encontrados pela Tab. 13.

Tabela 13 – Dados do coeficiente de sustentação para o perfil s1223 e o erro percentual em relação ao túnel de vento.

Re=200,000 ; v=7,84 m/s							
AOA	S1223 0,4	s1223 tv	s1223 0,3	s1223 xf	Erro 0,4	Erro 0,3	Erro xf
0	1,10	1,11	1,11	1,19	0,90	0,14	6,88
3	1,39	1,40		1,55	0,71		10,74
5	1,57	1,55	1,58	1,76	1,29	1,91	13,64
7	1,72	1,73		1,96	0,58		13,31
10	1,91	1,92	1,90	2,21	0,52	1,03	14,97
12	1,98	2,03	1,94	2,28	2,46	4,26	12,14
15	2,01	2,20	1,97	2,25	8,64	10,29	2,28
18	1,93	2,10	1,91	8,10	9,17		

Pela Tab. 13 é possível verificar que os erros das curvas simuladas no programa são menores que o erro dado pelo xf. Isto pode ser explicado pela parcela descartada da sustentação.

Na Fig. 36, as curvas do programa, do túnel de vento e do xfoil são comparadas para o perfil E423.

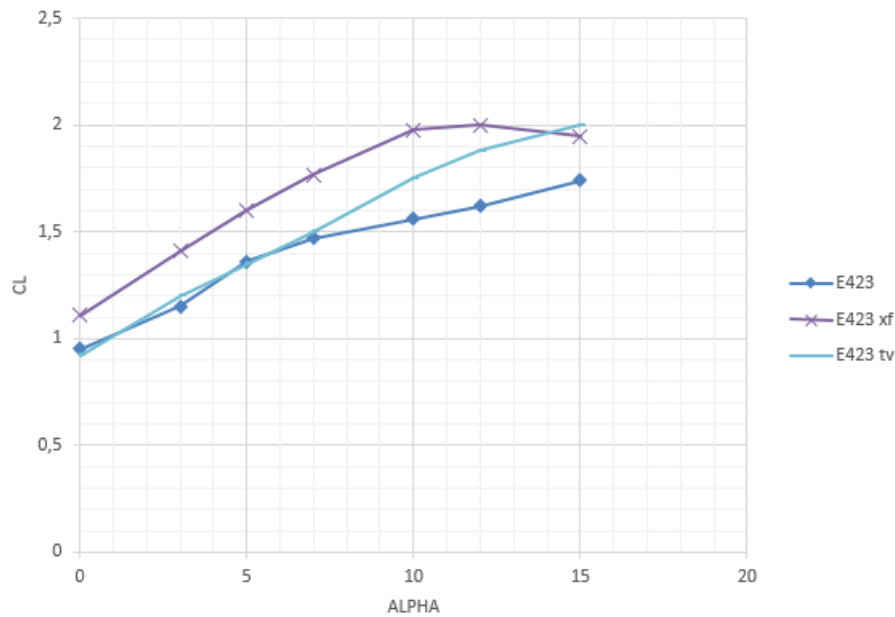


Figura 36 – Comparação das curvas de sustentação do aerofólio E423l

Da mesma maneira do perfil Selig, o perfil Eppler simulado no xfoil possui uma sustentação maior do que o túnel de vento, e o perfil simulado no programa tem uma aproximação melhor, como também pode ser visto na Tab. 14.

Tabela 14 – Dados do coeficiente de sustentação para o perfil E423 e o erro percentual em relação ao túnel de vento.

Re=200000 / v=7,84 m/s					
AOA	E423 0,4	423 xf	423 tv	Erro 0,4	Erro xf
0	0,95	1,11	0,92	3,26	20,60
3	1,15	1,41	1,2	4,17	17,48
5	1,36	1,60	1,35	0,74	18,54
7	1,47	1,77	1,5	2,00	17,80
10	1,56	1,98	1,75	10,86	12,93
12	1,62	2,00	1,88	13,83	6,46
15	1,74	1,95	2,00	13,00	2,68

Por último, o perfil Fx63-137 é comparado na Fig. 37. Mantendo o padrão das outras simulações, o perfil do xfoil está acima dos demais até 10 graus. Na faixa linear a curva simulada no programa tem uma melhor aproximação.

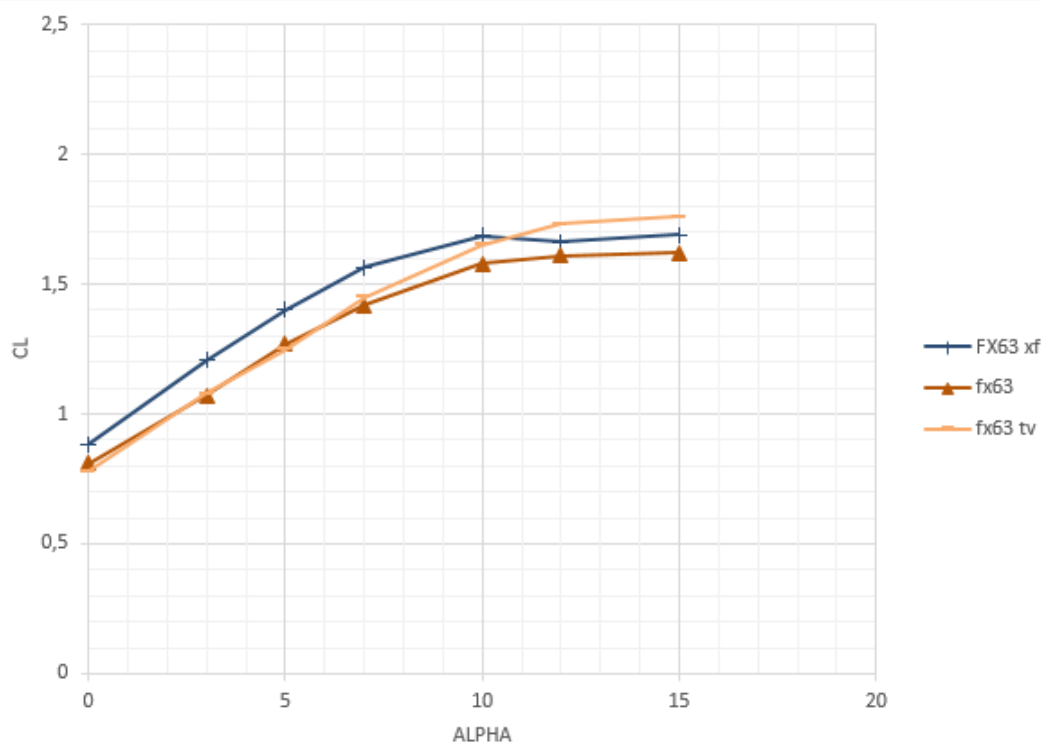


Figura 37 – Comparação das curvas de sustentação do aerofólio Fx63-137

Os dados da Fig. 37 podem ser visualizados na Tab. 15. As colunas dos erros do programa e do xfoil indicam uma melhor aproximação do programa.

Tabela 15 – Dados do coeficiente de sustentação para o perfil FX63-137 e o erro percentual em relação ao túnel de vento.

Re=200000 / v=7,84 m/s					
AOA	fx63 0,4	FX63 xf	fx63 tv	Erro 0,4	Erro xf
0	0,81	0,88	0,78	3,85	13,27
3	1,07	1,21	1,08	0,93	11,80
5	1,27	1,40	1,25	1,60	12,14
7	1,42	1,56	1,45	2,07	7,90
10	1,58	1,67	1,65	4,24	2,19
12	1,61	1,66	1,73	6,94	4,00
15	1,62	1,69	1,76	7,96	3,95

Após validada as curvas do xfoil, podemos usar como comparação para os outros perfis de asa, uma vez que não se tem as curvas do túnel de vento. A Tab. 16 fornece os dados simulados dos outros perfis comparados com os valores do xfoil.

Os erros percentuais de cada perfil comparado com as curvas do xfoil podem ser verificados na Tab. 17.

As curvas simuladas no programa de todos os sete perfis podem ser comparadas na Fig. 38. Verifica-se que o perfil Selig possui maior sustentação, seguida pelo Wortmann

Tabela 16 – Dados do coeficiente de sustentação para os outros perfis em estudo.

Re=200000 / v=7,84 m/s								
AOA	LA203	LNV109	fx72	fx74	LA203 xf	LNV109 xf	FX72 xf	FX74 xf
0	0,66	0,37	0,87	1,02	0,73	0,40	0,96	1,06
3	0,93	0,70	1,13	1,35	1,03	0,73	1,28	1,39
5	1,13	0,89	1,23	1,51	1,22	0,99	1,49	1,60
7	1,28	1,08	1,36	1,64	1,47	1,20	1,69	1,78
10	1,41	1,08	1,42	1,55	1,71	1,49	1,79	2,05
12	1,43	1,12	1,51	1,62	1,70	1,43	1,72	1,84
15	1,55	1,35			1,55	1,45		

Tabela 17 – Erros percentuais de cada perfil comparado com os valores do xfoil.

Erros percentuais							
AOA	E423	LA203	LNV109	fx63	fx72	fx74	s1223
0	14,38	9,53	6,71	8,32	9,82	3,64	7,28
3	18,43	9,74	4,67	11,38	11,96	2,65	10,34
5	15,02	7,75	9,81	9,40	17,35	5,36	10,87
7	16,81	12,95	9,89	9,24	19,50	7,78	12,25
10	21,06	17,34	27,32	6,30	20,49	24,22	13,47
12	19,06	15,85	21,81	3,06	12,07	12,10	13,02
15	10,61	0,16	6,95	4,16			10,67
Média	16,48	11,56	12,35	7,41	15,20	9,29	11,13

Fx74 e pelo Eppler E423.

Os perfis com as curvas do xfoil podem ser visualizados na Fig. 39. Verifica-se que o perfil Selig também tem a maior sustentação, seguido pelo Wortmann Fx74 e Eppler, dando coerência assim e validade às análises feitas no programa.

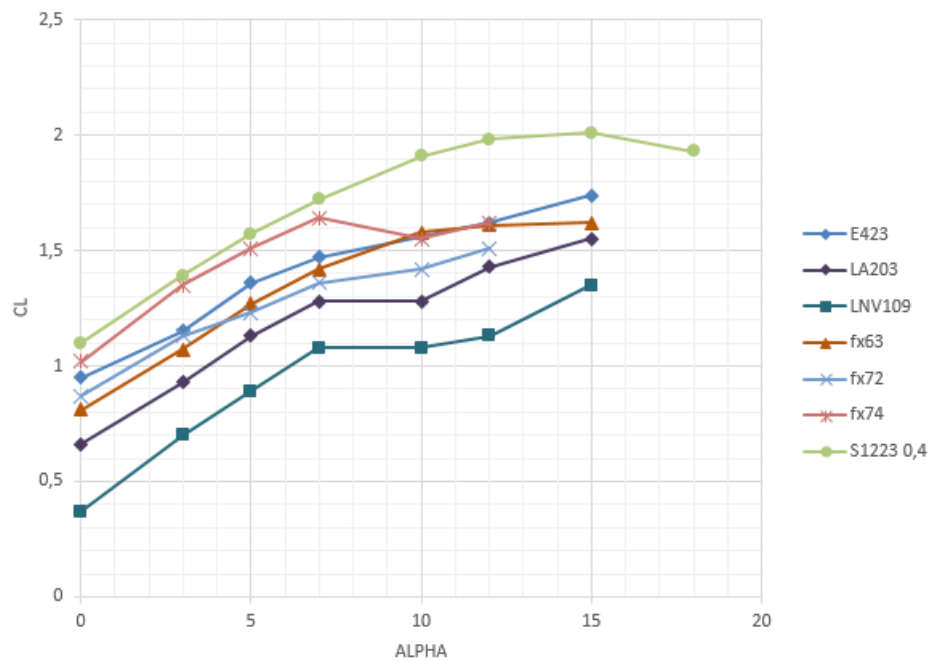


Figura 38 – Comparação das curvas de sustentação de todos os perfis simulados para um Reynolds de 200.000

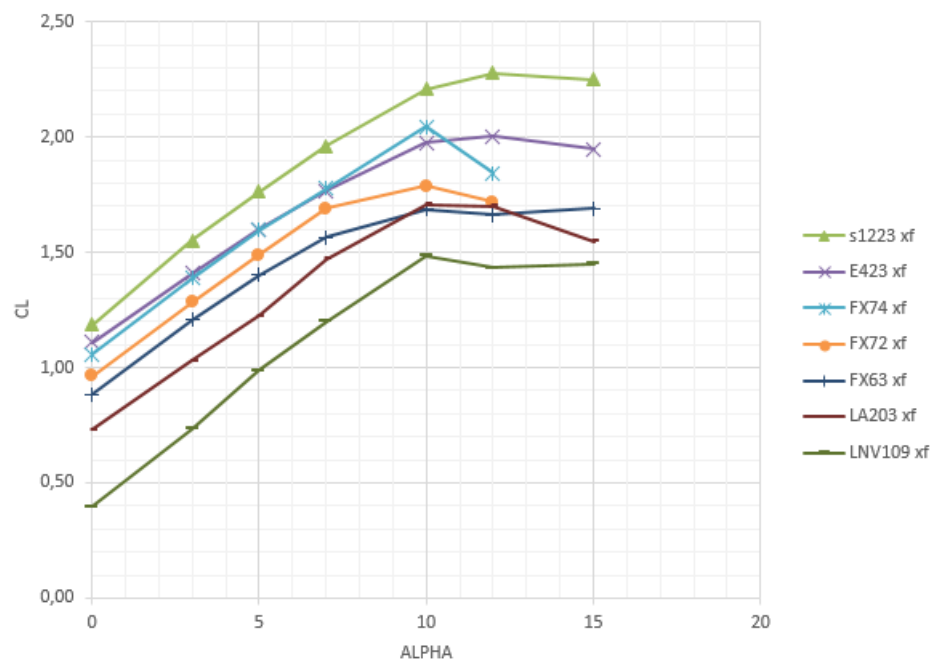


Figura 39 – Comparação das curvas de sustentação de todos os perfis simulados no xfoil

Os perfis são novamente calculados para um número de Reynolds de 500.000 e suas curvas são mostradas na figura abaixo. Novamente, verifica-se uma maior sustentação fornecida pelo perfil Selig, seguida pelo perfil Fx74 e pelo Eppler.

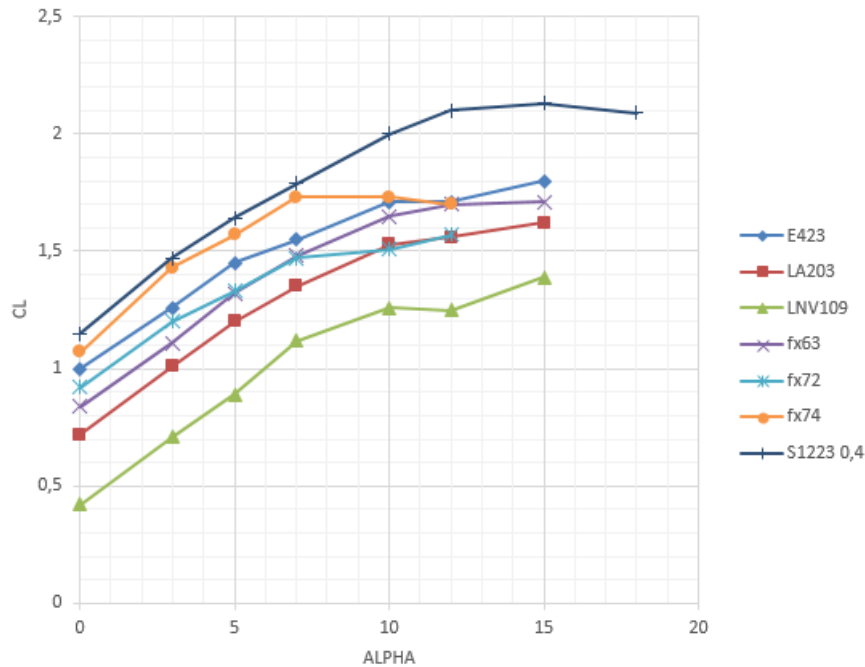


Figura 40 – Comparação das curvas de sustentação de todos os perfis simulados para um Reynolds de 500.000

Uma comparação pode ser analisada pela Fig. 41 que representa a comparação das curvas fornecidas pelo xfoil, seguindo o mesmo padrão de maior sustentação.

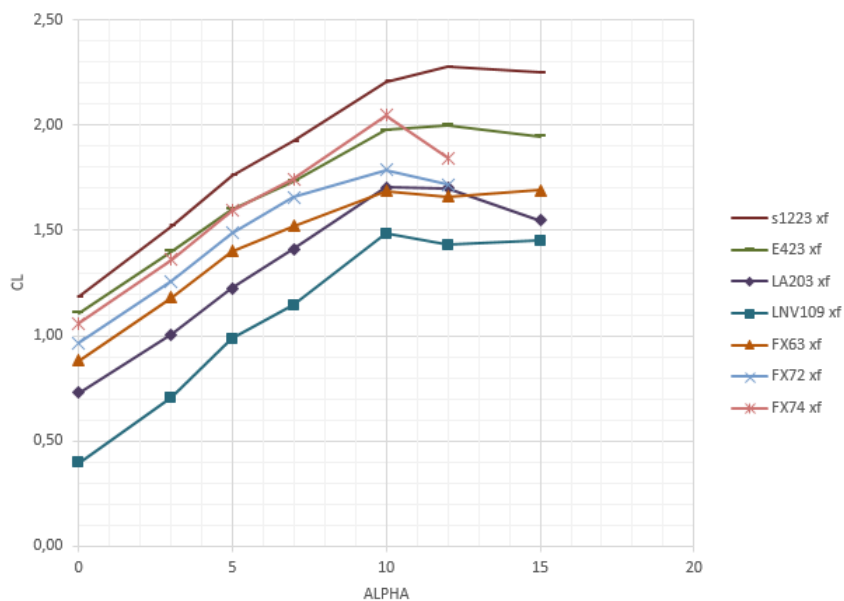


Figura 41 – Comparação das curvas de sustentação de todos os perfis simulados no xfoil para 500.000 de Reynolds

Os dados das simulações realizadas no programa são mostrados na Tab. 18 para o Reynolds de 500.000.

Tabela 18 – Simulações dos perfis para um Reynolds de 500.000

	Erros percentuais						
AOA	E423	LA203	LNV109	fx63	fx72	fx74	S1223 0,4
0	1,00	0,72	0,42	0,84	0,92	1,07	1,15
3	1,26	1,01	0,71	1,11	1,20	1,43	1,47
5	1,45	1,20	0,89	1,32	1,33	1,57	1,64
7	1,55	1,35	1,12	1,48	1,47	1,73	1,79
10	1,71	1,53	1,26	1,65	1,51	1,73	2,00
12	1,71	1,56	1,25	1,70	1,57	1,70	2,10
15	1,80	1,62	1,39	1,71			2,13

A Tab. 19 representa os valores fornecidos pelo Xfoil das curvas de sustentação dos perfis simulados. Esses valores podem ser comparados com a Tab. 18.

Tabela 19 – Simulações dos perfis para um Reynolds de 500.000 no xfoil

	Erros percentuais						
AOA	s1223 xf	E423 xf	LA203 xf	LNV109 xf	FX63 xf	FX72 xf	FX74 xf
0	1,19	1,11	0,73	0,40	0,88	0,96	1,06
3	1,52	1,40	1,01	0,71	1,18	1,26	1,36
5	1,76	1,60	1,22	0,99	1,40	1,49	1,60
7	1,92	1,73	1,41	1,15	1,52	1,66	1,75
10	2,21	1,98	1,71	1,49	1,69	1,79	2,05
12	2,28	2,00	1,70	1,43	1,66	1,72	1,84
15	2,25	1,95	1,55	1,45	1,69		

A diferença percentual da Tab. 18 e Tab. 19 acima pode ser verificada na Tab. 20.

Tabela 20 – Diferença percentual entre os perfis simulados no Starccm+ e no Xfoil para um Reynolds de 500.000 no xfoil

	Erros percentuais						
AOA	E423	LA203	LNV109	fx63	fx72	fx74	s1223
0	9,87	1,30	5,90	4,92	4,63	1,09	3,07
3	10,15	0,36	0,54	6,09	4,57	5,09	3,40
5	9,39	2,03	9,81	5,83	10,63	1,60	6,89
7	10,63	4,47	2,21	2,72	11,26	0,90	6,94
10	13,47	10,31	15,21	2,15	15,45	15,42	9,40
12	14,56	8,20	12,73	2,36	8,57	7,76	7,75
15	7,53	4,68	4,19	1,16			5,34
Média	10,80	4,48	7,23	3,60	9,19	5,31	6,11

4.8 MULTIFOIL

A partir do que foi tratado na Seção 2.10, o caso multifoil é estudado para dois tipos de análises. A primeira análise é referente ao *overlap* e a segunda análise referente ao arqueamento da estrutura com uma mudança no ângulo de ataque do flape.

No primeiro caso, um *gap* fixo de 3.75 % foi adotado de acordo com o trabalho de (AIGUABELLA MACAU, 2011) e foi feita uma variação de *overlap* de 5%, 10% e 20%. Tanto a asa principal quanto o flape possuem mesmo perfil S1223 e o mesmo ângulo de ataque de 0 graus. Os resultados podem ser verificados pela Tab. 21.

Tabela 21 – Resultado da primeira análise do caso multifoil, quanto ao *overlap*.

<i>overlap</i>	Main	Flape	Coef. Downforce
5%	-1.38	0.15	-1.23
10%	-1.50	0.25	-1.25
20%	-1.53	0.40	-1.13

Comparando-se os valores acima, pode-se notar que pela Tab. 13, a asa simples nas mesmas condições da asa multifoil possui *downforce* de 1.10, o que comprova a melhora da sustentação com o uso do perfil multifoil.

No segundo caso multifoil foi analisado o grau de inclinação do flape, o que causa um aumento de arqueamento da estrutura como pode ser visualizado na Fig. 42. A asa principal e o flape primeiramente foram analisados com 0 graus e posteriormente com 0 e 15 graus respectivamente. Os resultados podem ser visualizados na Tab. 22.

Tabela 22 – Resultado da segunda análise do caso multifoil, quanto ao arqueamento.

Angulo de ataque	Coef. Downforce
0	1.13
15	2.05

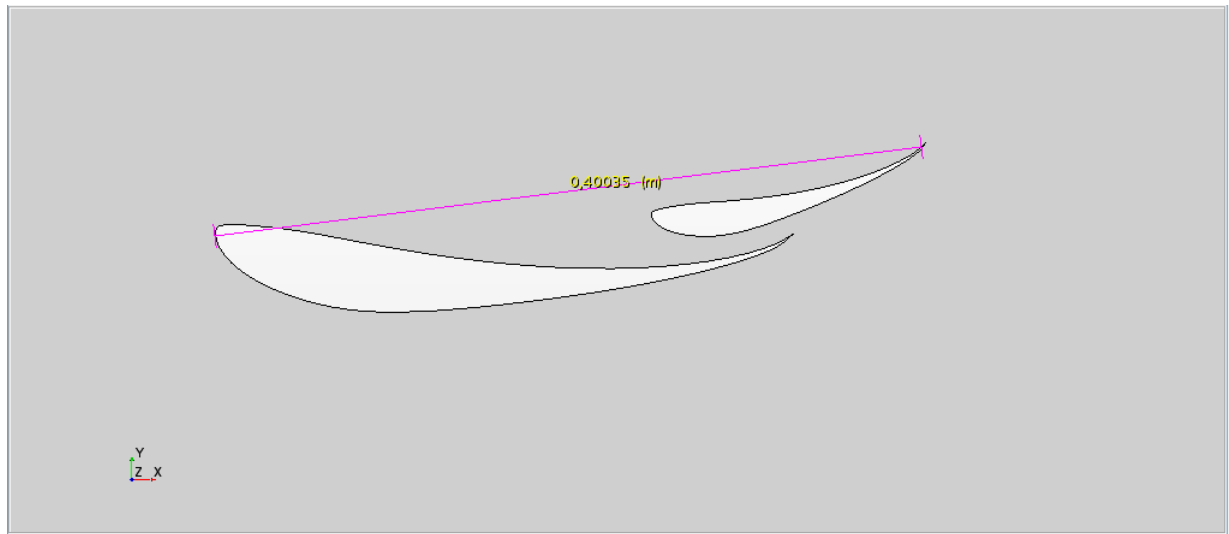


Figura 42 – Perfil multifoil analisado

A diferença entre o asa simples com 400 mm de corda e o aerofólio multifoil também com 400 mm de corda pode ser visualizado na Fig. 44. Pode-se analisar por essa figura que a adição de um flape no bordo de fuga da asa principal gera uma continuidade do escoamento, fazendo-se com que o estol seja retardado e, assim, causando um aumento de sustentação ou downforce, comprovada pelas Tab. 21 e 22.

Pode-se verificar que o descolamento da camada limite acontece perto do bordo de fuga do flape na Fig. 43. Isto pode ser explicado pelo aumento no arqueamento da estrutura, o que proporciona um descolamento da superfície tardio.

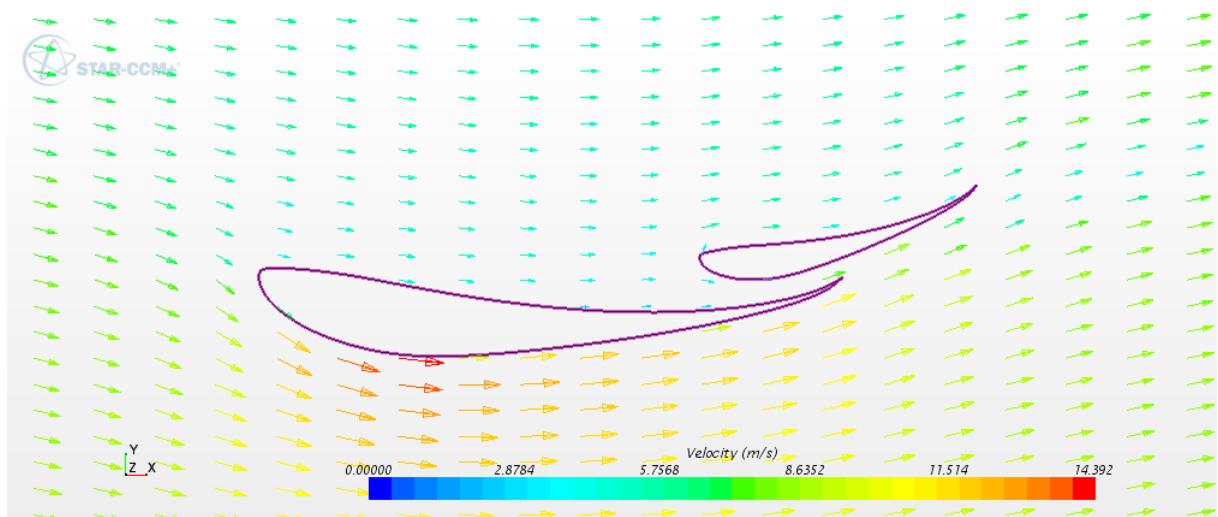
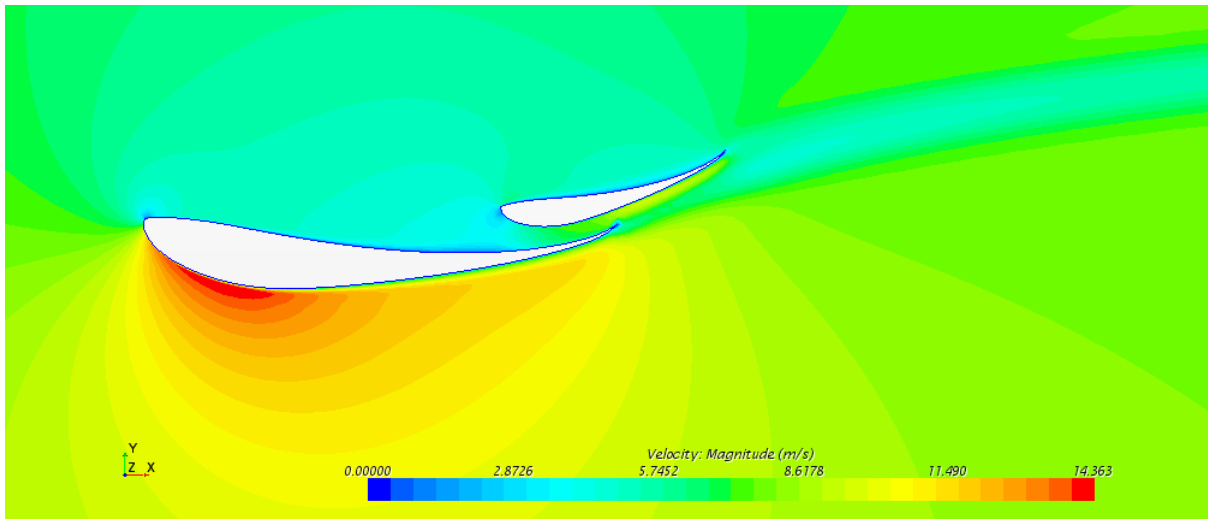
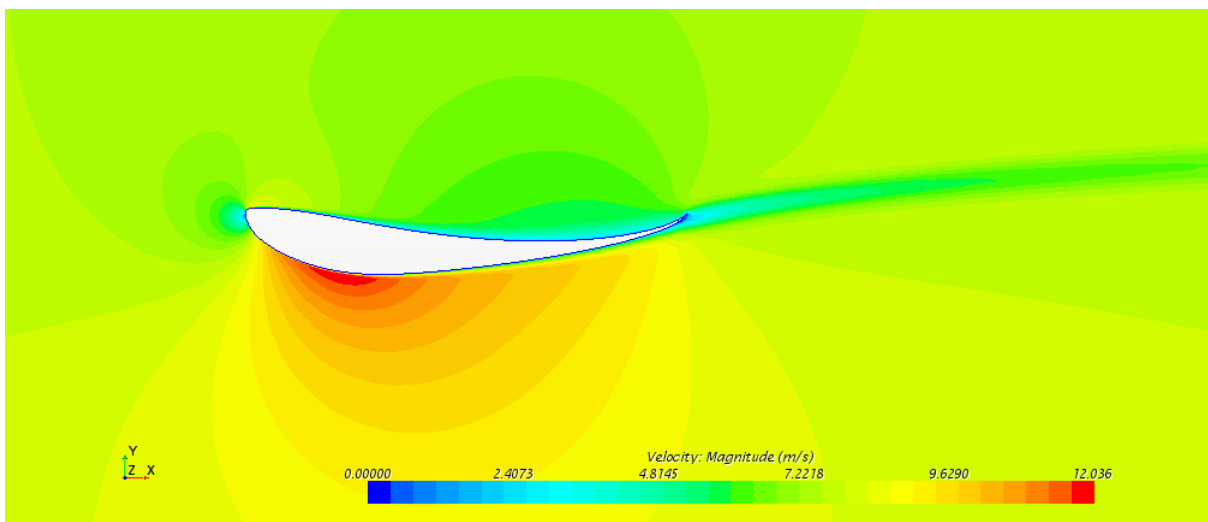


Figura 43 – Análise do vetor de velocidades sobre a asa multifoil



(a) perfil multifoil



(b) perfil simples

Figura 44 – Comparação dos campos de velocidade do perfil normal e do perfil multifoil.

5 CONCLUSÕES

5.1 CONSIDERAÇÕES GERAIS

O objetivo deste trabalho foi desenvolver uma metodologia numérica para o projeto de um aerofólio para veículos de competição, em especial o veículo fórmula SAE da equipe FG Racing da Universidade de Brasília, no Campus Gama.

Os estudos de criação da malha foram satisfatórios quanto à qualidade dos resultados dentro da faixa linear da curva de sustentação do aerofólio. A Malha 1, com menos refinamento foi escolhida por possuir o menor custo computacional. Apesar desta possuir menor refinamento (cerca de quatro vezes menor do que as outras de acordo com a Tab. 4), ela ainda garante uma qualidade desejada para as simulações, com valores menores que 5

A malha grossa, sem camada limite ou com baixo refinamento no bordo de ataque/de fuga fornece valores altos para uma asa. Isso pode ser devido à falta de esforços cisalhantes causados pelo atrito gerado do fluido na parede. Nesse caso, o modelo não tem camadas de elementos para se adaptar corretamente, logo o valor de arrasto e sustentação possui erros maiores em comparação com os resultados computacionais. Para resolver esse problema, o experimento de refinamento da camada limite foi utilizado fornecendo valores mais precisos em comparação com os resultados computacionais de acordo com a Tab. 10 e Fig. 28. A diferença maior para um maior refinamento da camada limite pode ser justificada pelo aumento de camadas resultar em erros numéricos de arredondamento. Assim, o uso da camda limite mostrou-se satisfatório para justificar seu refinamento.

No estudo dos modelos de turbulência foram analisados o modelo k- ϵ , k- ω e Spalart-Allmaras. O primeiro e o terceiro provaram uma boa aproximação das equações governantes do escoamento de um fluido, de tal forma que dentro da faixa linear ambos obtiveram erros pequenos, sendo que o k- ϵ com erros menores que 5%. Como o objetivo de projeto é para que o aerofólio trabalhe abaixo da região de estol, os modelos são provados satisfatórios. Como ambos os modelos tiveram boa qualidade nos resultados, a decisão do modelo a ser usado caberá ao custo computacional. O modelo Spalart-Allmaras foi adotado por fazer uso de apenas uma variável na resolução das equações governantes do escoamento, enquanto que os outros dois fazem uma interpolação de segunda ordem.

O estudo do aerofólio quasi-2D foi feito apenas para o número de Reynolds de 200.000. Foram obtidos resultados com erros percentuais abaixo de 5% quando comparados com os valores experimentais na faixa linear. Porém, uma análise para um número de Reynolds maior, poderia fornecer uma confirmação dos resultados.

No último caso, a análise do perfil em escala real também foi simulada para o número de Reynolds de 200.000, porém, somente na faixa linear de 0 a 10 graus de ângulo de inclinação. Foram usados quatro pontos devido ao alto custo computacional por se tratar de uma região mais densa de elementos (cerca de 9.400.000 células). Os resultados foram satisfatórios com erros menores que 5%. Entretanto, uma melhor análise necessitaria de ser feita para verificação do comportamento até antes do estol e depois do estol.

A metodologia desenvolvida mostrou-se adequada para as análises de superfícies aerodinâmicas e portanto a segunda parte do trabalho pôde ser desenvolvida, apesar de necessitar de uma maior faixa de Reynolds para uma maior confiabilidade nos resultados, observando o limite usado nos veículos da competição Fórmula SAE menores que $1e6$.

Uma possível fonte de erros é devida ao método de convergência das simulações, que fica a cargo do engenheiro decidir a convergência ou não a partir das curvas de resíduos das equações governantes e das forças aerodinâmicas. Estes erros, porém, são cuidados para que aconteçam dentro de uma faixa linear pequena como mostrado na Fig. 11 e 12.

O último objetivo deste trabalho é a aplicação da metodologia desenvolvida para um projeto de desenvolvimento da asa traseira para a equipe de Fórmula SAE. O programa Xfoil foi utilizado como parâmetro de comparação e provou-se uma boa ferramenta que indica tendência nos gráficos, apesar de possuir valores de erros maiores por não levar em conta a parcela de cisalhamento das forças aerodinâmicas. A partir dos resultados das simulações dos vários perfis, pode-se verificar a consistência adotada pelas curvas simuladas e pelas curvas do Xfoil. O perfil s1223 mostrou-se mais adequado para a utilização em aplicações de downforce e portanto o escolhido para as asas do Fórmula SAE da FGA.

Com o intuito de fazer uma introdução nas simulações de perfis com multielementos, o perfil s1223 foi analisado para um caso com asa principal e um flape. Pelos resultados encontrados, podemos verificar que o aumento na dimensão *overlap* de 5% para 10% aumenta o coeficiente de *downforce*, porém não de maneira significativa. E para um aumento maior para 20% causa uma diminuição no coeficiente de sustentação negativa. Para uma análise quanto ao ângulo de ataque no flape, verificou-se que um aumento de 0 para 15 graus proporciona um atraso no descolamento da superfície e assim um aumento considerável no coeficiente de sustentação. Logo, podemos concluir a vantagem de se utilizar um perfil multifoil considerando que um maior arqueamento proporcionado pela inclinação do flape gera um incremento no coeficiente.

5.2 TRABALHOS FUTUROS

Um dos principais mecanismos aerodinâmicos em conjunto com a asa traseira é a asa dianteira. Um estudo de desenvolvimento de um aerofólio que atendesse às condições de contorno do FSAE poderia ser feita como complemento desse trabalho. Neste estudo,

efeitos que não foram contabilizados neste trabalho como *ground effect* ou efeito solo poderia ser analisado.

Além disso, uma continuidade deste trabalho poderia ser feita no estudo do arrasto. Como o objetivo foi desenvolver a asa com as condições de contorno do FSAE, ele não foi contabilizado. Porém, para um projeto mais geral, o arrasto seria de grande valia, em especial a curva de sustentação x arrasto, por indicar uma eficiência da asa.

Outros pontos ainda relativo à aerodinâmica no automobilismo, como o *end plate* e a *beam wing* poderiam ser mais explorados além da asa multifoil com mais elementos.

Referências

- AIGUABELLA MACAU, R. Formula one rear wing optimization. master thesis. Universitat Politecnica de Catalunya, 2011. Citado 4 vezes nas páginas 51, 63, 67 e 91.
- AIRFOILTOOLS. Airfoil plotter. s1223-il. acesso em 21 de maio de 2015. 2015. Disponível em: <Airfoiltools.com>. Citado 3 vezes nas páginas 65, 66 e 83.
- ANDERSON, J. *Fundamentals of aerodynamics. Tradução*. [S.l.: s.n.], 2001. Citado 2 vezes nas páginas 32 e 42.
- BAI, C.; LI, J.; WU, Z. Generalized kutta-joukowski theorem for multi-vortex and multi-airfoil flow with vortex production - a general model. v. 27, p. 1037–1050, 2014. Citado na página 41.
- BERTIN, J. J.; CUMMINGS, R. M. *Aerodynamics For Engineers*. Fifth edition. [S.l.: s.n.], 1979. Citado 2 vezes nas páginas 35 e 36.
- BRUNEAU, C.-H. et al. 'Effect Of The Vortex Dynamics On The Drag Coefficient Of A Square Back Ahmed Body: Application To The Flow Control'. Betim, Brasil, 2014. Citado na página 26.
- CD-ADAPCO. Steve portal. documentation. 2015. Acesso em: 5 maio 2015. Disponível em: <<https://steve.cd-adapco.com/Home>>. Citado 7 vezes nas páginas 13, 44, 45, 56, 58, 67 e 70.
- CÔRREA, P. C. P. Numerical simulations of airfoils applied to uavs. 14th brazilian congress of thermal science and engineering. 2012. Citado na página 51.
- EQUIPE ÍCARUS. Poli ufrj. 2015. Disponível em: <<http://www.equipeicarus.poli.ufrj.br/?page=competicao>>. Citado 3 vezes nas páginas 25, 27 e 66.
- FERZIGER, J.; PERIC, M. *Computational methods for fluid dynamics. Tradução*. [S.l.: s.n.], 2002. Citado 3 vezes nas páginas 13, 58 e 59.
- FORMULA 1. Inside f1. understanding f1 racing. aerodynamics. acessado em 3 de maio de 2015. 2015. Disponível em: <<http://www.formula1.com/content/fom-website/en/championship/inside-f1/understanding-f1-racing/aerodynamics.html>>. Citado 4 vezes nas páginas 13, 23, 62 e 64.
- FREIRE, A. P. S. Teoria da camada limite. UFRJ. Rio de Janeiro, 1990. Citado na página 41.
- GUILMINEAU, E. 'computational study of flow around a simplified car body'. journal of wind engineering and industrial aerodynamics 96.6-7. 1207-1217. Web., 2008. Citado na página 26.
- GULYAS, A. et al. Piv measurement of the flow past a generic car body with wheels at les applicable reynolds number. international journal of heat and fluid flow. v. 43, p. 220–232, 2013. Citado na página 26.

- KATZ, J. *Racecar aerodynamics*. [S.l.: s.n.], 1995. Citado 2 vezes nas páginas 25 e 43.
- KIEFFER, W.; MOUJAES, S.; ARMBY, N. Cfd study of section characteristics of formula mazda race car wings. mathematical and computer modelling. p. 1275–1287. Citado na página 24.
- KUNDU, P.; COHEN, I. *Fluid Mechanics. Academic Press, United States of America*. [S.l.: s.n.], 2002. Citado 8 vezes nas páginas 13, 29, 30, 31, 35, 36, 40 e 44.
- MAIA, R. S. Cfd analysis concept, school of engineering and technology. University of derby, 2014. Citado na página 68.
- MSC SOFTWARE. Academic case studies, cal poly pomona formula sae team. n.p., 2015. web. 2015. Citado na página 27.
- PAKKAM, S. High downforce aerodynamics for motorsports. [raleigh, north carolina]. North Carolina State University., 2011. Citado 2 vezes nas páginas 25 e 66.
- ROSA, E.; TOPOROSKI, J. Introdução ao projeto aeronáutico. Florianopolis UFSC, 2006. Citado na página 66.
- SELIG, M. S.; GUGLIELMO., J. J. 'high-lift low reynolds number airfoil design'. journal of aircraft 34.1. p. 72–79. Web., 1997. Citado 8 vezes nas páginas 27, 28, 39, 65, 66, 70, 81 e 84.
- SERRE, E. et al. On simulating the turbulent flow around the ahmed body: A french–german collaborative evaluation of les and des. computers and fluids 78. p. 10 a 23, 2013. Citado na página 26.
- SOUZA, B. S. de. Projeto de perfis aerodinâmicos utilizando técnicas de otimização mono e multiobjetivos. dissertação de mestrado. Universidade Federal de Itajubá, Instituto de Engenharia Mecânica. Itajubá, 2008. Citado 3 vezes nas páginas 13, 37 e 42.
- THACKER, A. et al. 'effects of suppressing the 3d separation on the rear slant on the flow structures around an ahmed body'. journal of wind engineering and industrial aerodynamics 107-108. 237-243. Web., 2012. Citado na página 26.
- THUWIS, G. A. A. et al. Aeroelastic tailoring using lamination parameters. drag reduction of a formula one rear wing. 2008 Sixth International Conference on Engineering Computational Technology in Athens, 2009. Citado na página 62.
- TUNAY, T.; BESIR, S.; VELI, O. 'effects of rear slant angles on the flow characteristics of ahmed body'. experimental thermal and fluid science 57. 165-176. Web., 2014. Citado na página 26.
- WILCOX, C. D. *Turbulence Modeling For CFD. La Canada, CA: DCW Industries, Inc.* [S.l.: s.n.], 1993. Citado na página 43.
- WILLIAMSON, G. A. et al. Summary of low speed airfoil data, vol 5. University of Illinois, Department of Aerospace Engineering, Urbana-Champaign, 2012. Citado 11 vezes nas páginas 13, 15, 28, 39, 65, 66, 67, 70, 72, 73 e 74.

A TUTORIAL DE SIMULAÇÃO

A simulação feita no software STAR-CCM+ obedece uma sequência de etapas a serem seguidas. A etapa de preparação da geometria é feita antes mesmo de entrar no programa. A curva do aerofólio é criada com o auxílio da ferramenta (Airfoiltools, 2015) que importa a geometria da Universidade de Illinois (Selig, 2015) e exporta para o StarCCM+.

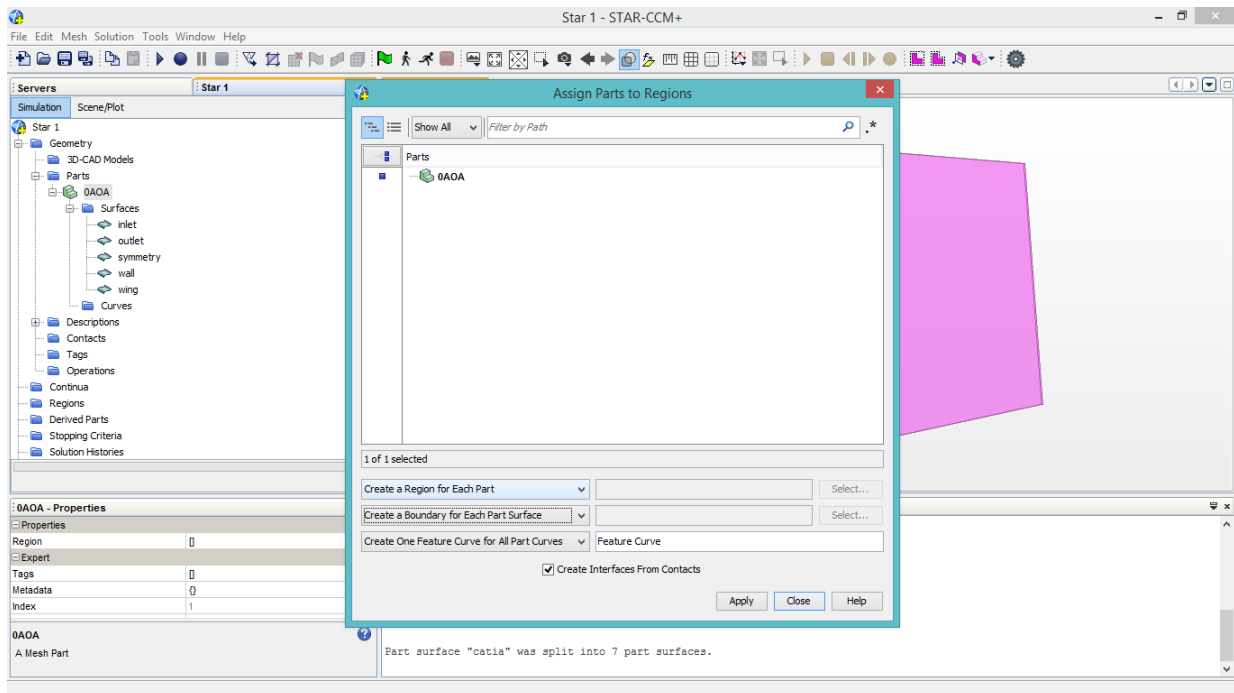
Ao entrar no programa, vá em "create new simulation", "Geometry" e clique com o botão direito em "3D-CAD Models", "New". Clique novamente com o botão direito e importe a curva 3D. É importante que selecione a opção "Import as 3D polyline" e "close the curve" e desmarque a opção "Import as 3D spline". A partir daí, defina a região de controle criando um sketch em um plano de referência e estruda para criar a peça em 3D. Quando terminar clique em "close 3D curve" e vá ao "3D-CAD Model" com o botão direito do mouse e escolha a opção "New Geometry Part".

Após a importação do modelo no STAR CCM+, é feita a reparação da superfície para localizar qualquer inconsistência na geometria em "geometry", "parts", clicando no botão direito do mouse no modelo e escolhendo a opção "repair surface". Como o modelo computacional é simulado por regiões e contornos é necessário transformar o CAD em superfícies. Pode-se, com o botão direito na superfície do desenho, em "geometry", "parts", "surfaces", escolher a opção "Split by angle" para dividir o modelo em superfícies.

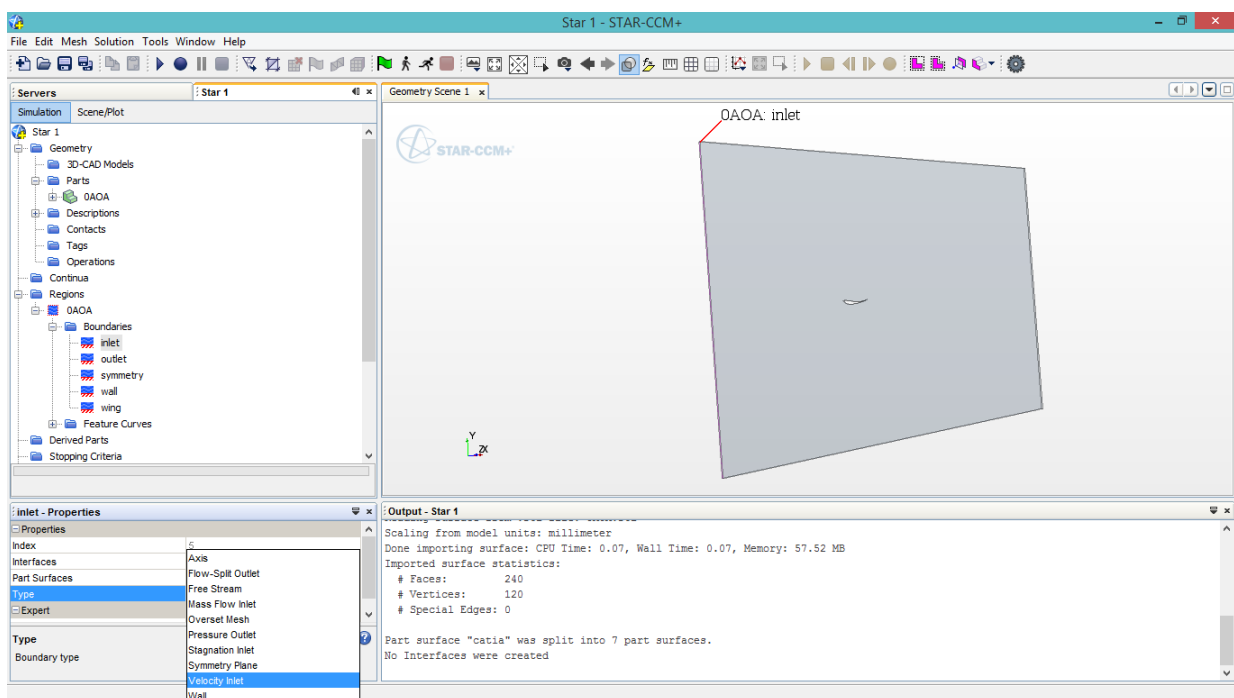
Em seguida é criado uma região para cada parte e um contorno para cada superfície da parte, clicando com o botão direito no modelo em "assign parts to regions" e definindo uma região para cada parte (create a region for each part) e um contorno para cada superfície (create a boundary for each part surface). As regiões são definidas da seguinte maneira:

- Entrada do escoamento (inlet): velocidade de entrada (velocity inlet);
- Saída do escoamento (outlet): pressão de saída (pressure outlet);
- Região de simetria (symmetry): plano de simetria (symmetry plane).

Essa etapa pode ser visualizada na Fig. 45.



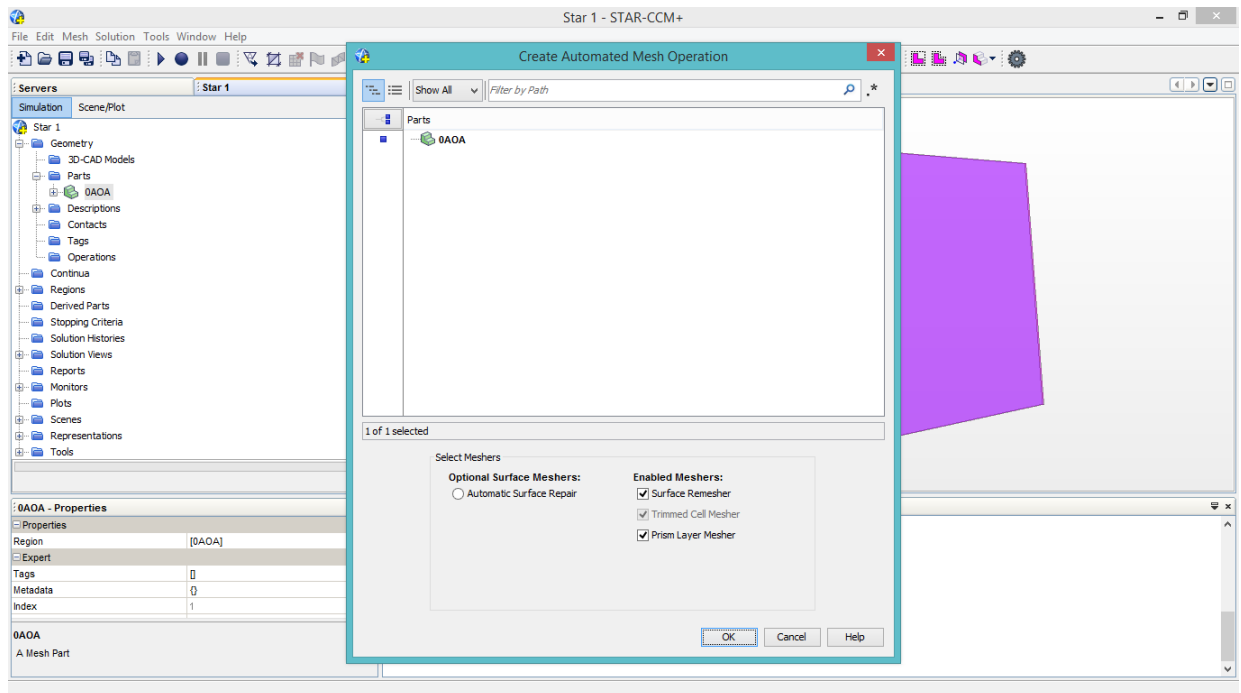
(a) a



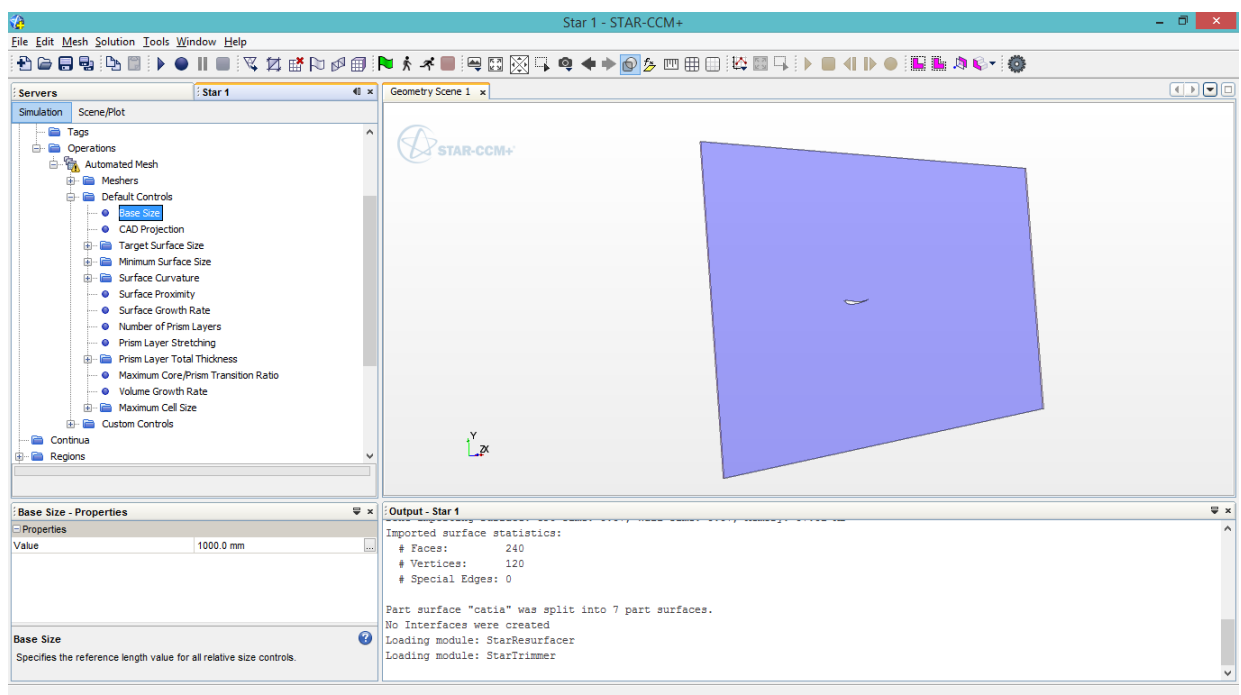
(b) b

Figura 45 – Etapa de definição das superfícies no processo de simulação.

O próximo passo é a criação da malha a partir de uma malha automática que permitirá a definição e ajustes do refinamento necessário. A malha pode ser criada de acordo com os parâmetros mostrados na Fig. 46.



(a) a



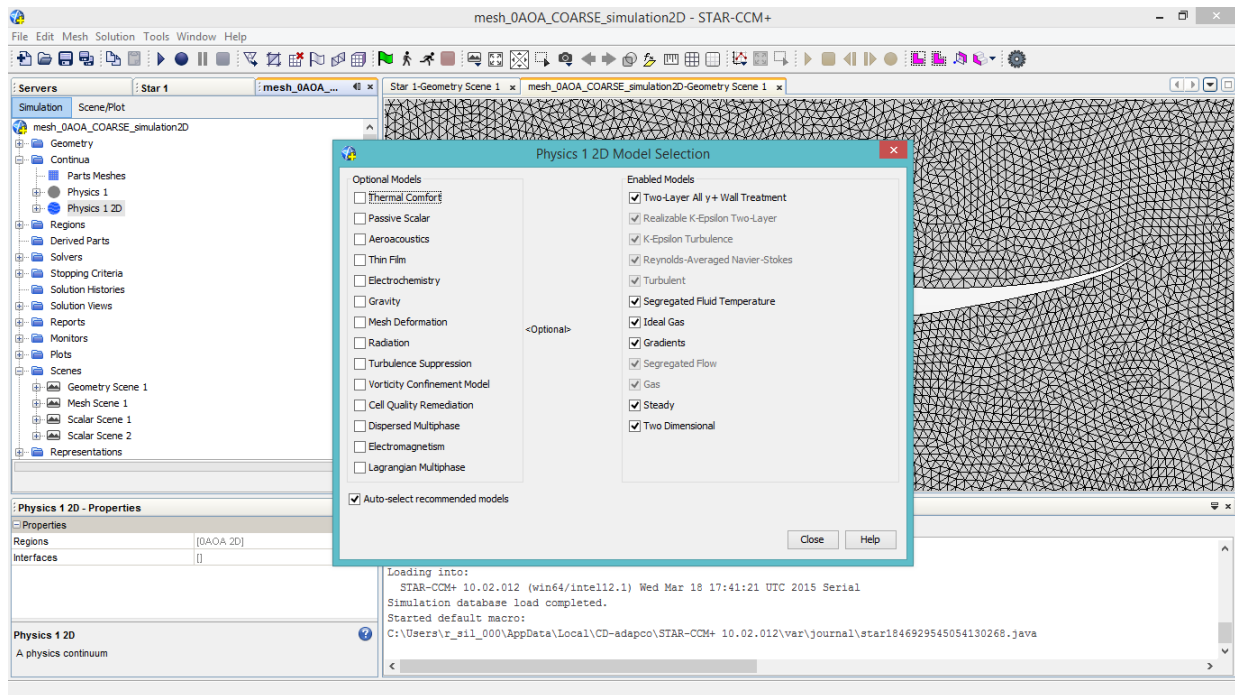
(b) b

Figura 46 – Etapa de criação da malha e parâmetros da malha automática.

A malha automática pode ser criada com o botão direito do mouse no modelo, em “create mesh operation”, “automated mesh”. Neste projeto foi incluído, três tipos diferentes de refinamento de malha, definidos à critério do operador.

Para o caso 2D, a malha é convertida em 2D e são feitas as escolhas dos modelos, em “mesh”, “convert to 2d”. Para o caso 3D, esta etapa é pulada. Em seguida, podemos

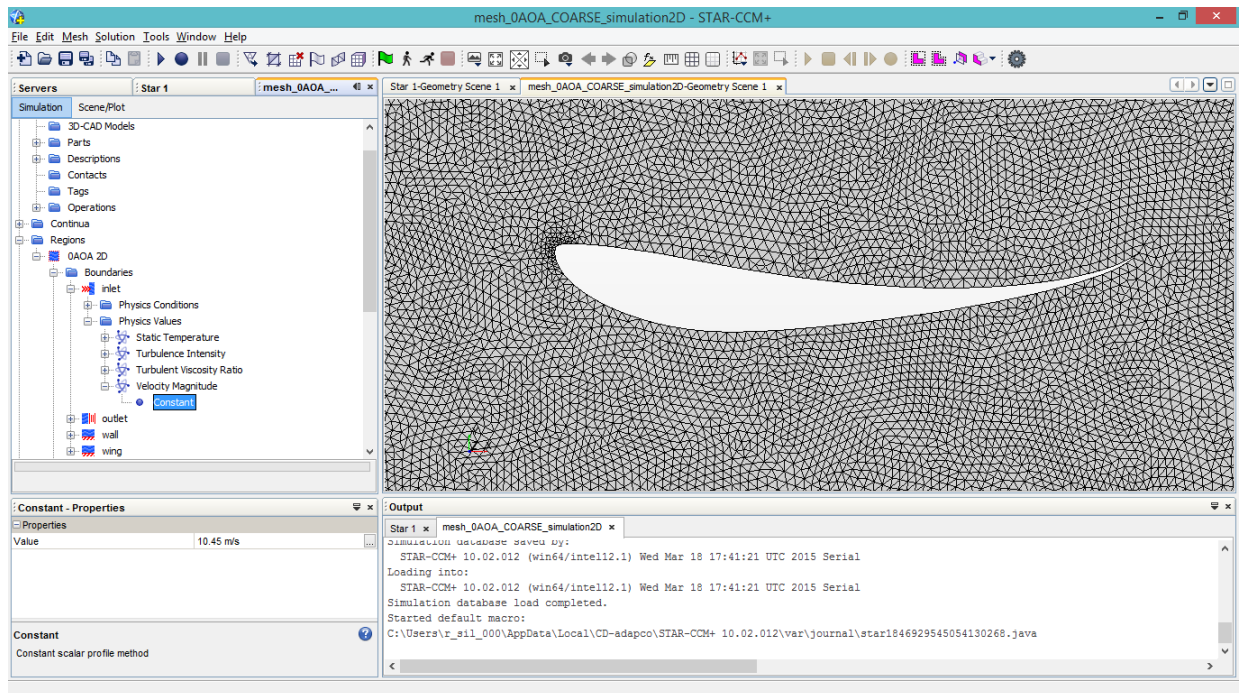
escolher os modelos físicos de cálculo da simulação, mostrados pela Fig. 47 a seguir e definidos no capítulo de Revisão bibliográfica.



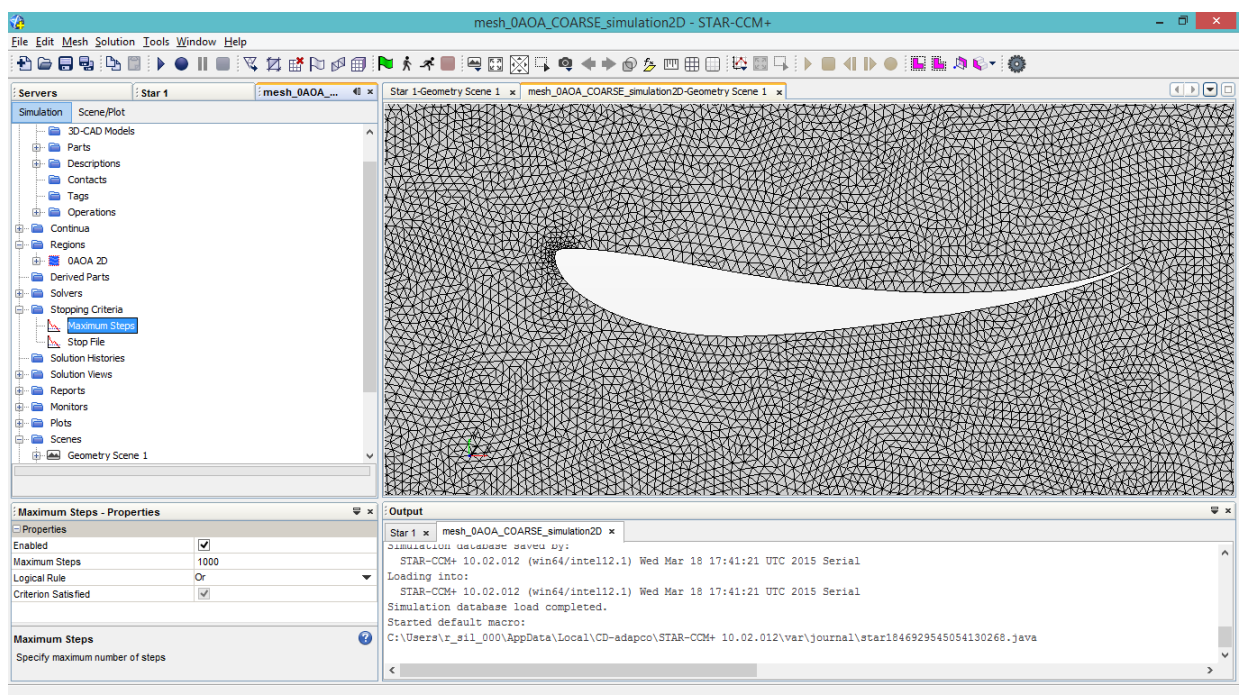
(a)

Figura 47 – Etapa de seleção dos modelos físicos utilizados na simulação.

Em seguida a velocidade é definida como condição inicial em “regions”, “boundaries”, “inlet”, “physics values”, “velocity magnitude”, “constant”. Esta etapa pode ser visualizada na figura seguinte junto com a definição do critério de parada.



(a) a



(b) b

Figura 48 – Definição do critério de parada.

O critério de parada é onde definimos a convergência do modelo, definida pelo monitor de resíduos que são criados automaticamente para cada simulação. É importante assim conhecer os significados desses resíduos e suas limitações. Mesmo que a quantidade residual esteja propensa a valores muito pequenos, não se pode se basear apenas nessa medida de convergência. Os resíduos são explicados melhor na Metodologia.

Satisfeita todas as etapas anteriores já se pode simular o modelo em "run simulation". Após os cálculos, a simulação está pronta para ser analisada.

B GLOSSÁRIO

Tabela 23 – Glossário em inglês.

Boundaries	Contorno. São superfícies (ou linhas no caso 2d) que contorna e define uma região
Boundary layer	Camada Limite.
Boundary conditions	Condições iniciais.
Detached flows	Escoamento descolado
Free stream	Meio livre.
Near-wall	Perto da parede
Regions	Regiões. São os volumes de controle (ou superfícies no caso bidimensional)
Reynolds strain stress	Tensor tensão de Reynolds
Separated flows	Escoamentos separados da camada limite
Shear-stress	Tensão de cisalhamento
Strain x stress x deformation	Tensor x tensão x deformação
Stall	Estol
Gap	Menor distância vertical entre o flape e a asa principal
Flap	Flape
Overlap	Distância horizontal entre o extremo do bordo de ataque do flape e o ponto extremo do bordo de fuga da asa principal.